

Grado en Ingeniería Mecánica
Curso académico 2018-2019

Trabajo Fin de Grado

“OPTIMIZACIÓN DEL FUSELAJE DE UN AVION CON DISTINTAS CONFIGURACIONES DE RIGIDIZACIÓN”

Sergio Muñoz Izquierdo

Tutor

Javier Toral Vázquez

Madrid. Julio de 2019



Esta obra se encuentra sujeta a la licencia Creative Commons **Reconocimiento
– No Comercial – Sin Obra Derivada**

RESUMEN

Este proyecto se basa en la optimización de una estructura isogrid para el fuselaje de un avión. Para ello, bajo una carga de compresión sobre la estructura, se han estudiado las tensiones generadas y la resistencia a pandeo modificando las diferentes variables de diseño de estas estructuras sin tener en cuenta la piel.

Posteriormente, se introducirá una piel común a todos los modelos y veremos cómo se comporta dependiendo de las variables utilizadas. Una vez realizadas estas simulaciones se procederá al diseño de la estructura sin piel optimizada y se comenzará con la selección de la piel.

Con la estructura sin piel ya diseñada, introduciremos pieles de distintos espesores para conocer su influencia sobre el peso de la estructura y el pandeo y finalmente seleccionar el espesor óptimo.

El último paso para la optimización será la selección de las orientaciones de las láminas de la piel, donde se observará como aumenta la resistencia a pandeo de la estructura cuando se aumenta el número de fibras en las zonas de mayor solicitación.

Con la estructura final obtenida, se diseñará una estructura ortogrid equivalente en peso y en dimensiones y se compararán con el fin de entender las diferencias entre ellas.

Palabras clave:

- Isogrid
- Pandeo
- Material compuesto
- Tensiones
- Optimización

ÍNDICE DE CONTENIDOS

RESUMEN	III
Palabras clave:	III
1 INTRODUCCIÓN	1
1.1 Motivación	1
1.2 Objetivos	2
1.3 Planificación y estructura del proyecto	3
1.4 Estado del arte	4
1.4.1 El fuselaje	4
1.4.2 Isogrid. Antecedentes	7
1.4.2.1 Isogrid.....	9
1.4.2.2 Modelo de Vasiliev	11
1.4.3 Materiales compuestos	13
1.4.3.1 Laminados	19
1.4.3.2 Teoría Clásica de la Laminación	22
2 DISEÑOS Y CARACTERÍSTICAS	23
2.1 Diseño de los modelos	23
2.2 Material empleado	24
2.3 Modelos desarrollados	25
2.3.1 Primeros modelos	25
2.3.2 Modelos con piel	26
2.3.3 Modelo optimizado.....	26
2.3.4 Modelo ortogrid.....	28
3 SIMULACIÓN EN ABAQUS	29

4	RESULTADOS	32
4.1	Resultados de los primeros modelos.....	32
4.1.1	Modelos con distinto espesor de costilla (b)	32
4.1.2	Modelos con diferente lado del triángulo (l)	36
4.1.3	Modelos con distinta altura de las costillas (h)	37
4.1.4	Modelos con piel	39
4.2	Modelo optimizado. Resultados	42
4.2.1	Selección de geometría.....	42
4.2.2	Resultados.....	44
4.3	Comparación con una estructura ortogrid.....	50
5	CONCLUSIONES Y TRABAJOS FUTUROS	53
6	PRESUPUESTO.....	55
6.1	Costes de recursos humanos	55
6.2	Costes de materiales.....	55
6.3	Costes totales	56
7	Bibliografía.....	57
8	ANEXOS	1

ÍNDICE DE FIGURAS

Fig 1.1 Fuselaje con estructura ortogrid	1
Fig 1.2 Fuselaje con estructura isogrid	2
Fig 1.3 Diagrama de Gantt	3
Fig 1.4 Fuselaje reticular	6
Fig 1.5 Fuselaje monocasco.....	6
Fig 1.6 Fuselaje semimonocasco (ortogrid)	7
Fig 1.7 Cohete S-II	8
Fig 1.8 Cohete S-IVB	8
Fig 1.9 Isogrid. Piel y estructura.....	10
Fig 1.10 Variables geométricas del isogrid	10
Fig 1.11 Material compuesto reforzado con partículas	17
Fig 1.12 Lámina con fibras unidireccionales	18
Fig 1.13 Panel tipo sándwich.....	19
Fig 1.14 Laminado unidireccional.....	20
Fig 1.15 Laminado bidireccional.....	20
Fig 1.16 Laminado multidireccional cuasi-isótropo.....	21
Fig 1.17 Laminado de tejido.....	21
Fig. 2.1 Diseño de isogrid en el plano	23
Fig. 2.2 Diseño de estructura isogrid	24
Fig 2.3 Estructura optimizada.....	27
Fig 2.4 Estructura ortogrid	28
Fig 3.1 Restricciones tie en la estructura	30
Fig 3.2 Cargas y condiciones de contorno.....	31
Fig 4.1 Pandeo en el diseño 3	33

Fig 4.2 Gráfica del autovalor vs b	33
Fig 4.3 Gráfica del autovalor vs masa (variando b)	34
Fig 4.4 Tensiones en el diseño 3.....	34
Fig 4.5 Tensiones máximas en diseño 3 (de tracción).....	35
Fig 4.6 Tensiones mínimas en diseño 3 (de compresión).....	35
Fig 4.7 Gráfica del autovalor vs l	36
Fig 4.8 Gráfica del autovalor vs masa (variando l)	37
Fig 4.9 Gráfica del autovalor vs h	38
Fig 4.10 Gráfica del autovalor vs masa (variando h)	38
Fig 4.11 Pandeo en el modelo 4 con piel.....	40
Fig 4.12 Tensiones máximas en el modelo 4 con piel.....	41
Fig 4.13 Tensiones mínimas en el modelo 4 con piel	42
Fig 4.14 Pandeo en isogrid optimizado sin piel.....	45
Fig 4.15 Gráfica del autovalor vs masa (variando el espesor de la piel).....	45
Fig 4.16 Configuración final del laminado de la piel	47
Fig 4.17 Pandeo en la estructura final	48
Fig 4.18 Tensiones de tracción en el modelo optimizado	49
Fig 4.19 Tensiones de compresión en el modelo optimizado	49
Fig 4.20 Pandeo de ortogrid sin piel.....	50
Fig 4.21 Pandeo en ortogrid con piel.....	51
Fig 4.22 Tensiones de compresión en ortogrid	51
Fig 4.23 Tensiones de tracción en la estructura ortogrid.....	52
Fig 8.1 Pandeo en diseño 1 sin piel	1
Fig 8.2 Pandeo en diseño 2 sin piel	1
Fig 8.3 Pandeo en diseño 4 sin piel	2

Fig 8.4 Pandeo en diseño 5 sin piel	2
Fig 8.5 Pandeo en diseño 6 sin piel	3
Fig 8.6 Pandeo en diseño 7 sin piel	3
Fig 8.7 Pandeo en diseño 8 sin piel	4
Fig 8.8 Pandeo en diseño 1 con piel	4
Fig 8.9 Pandeo en diseño 2 con piel	5
Fig 8.10 Pandeo en el diseño 3 con piel	5
Fig 8.11 Pandeo en diseño 5 con piel	6
Fig 8.12 Pandeo en diseño 6 con piel	6
Fig 8.13 Pandeo en diseño 7 con piel	7
Fig 8.14 Pandeo en diseño 8 con piel	7
Fig 8.15 Compresión en modelo 1	8
Fig 8.16 Tracción en modelo 1	8
Fig 8.17 Compresión en modelo 2	8
Fig 8.18 Tracción en modelo 2	9
Fig 8.19 Tracción en modelo 3	9
Fig 8.20 Compresión en modelo 3	9
Fig 8.21 Compresión en modelo 4	10
Fig 8.22 Tracción en modelo 4	10
Fig 8.23 Compresión en modelo 5	10
Fig 8.24 Tracción en modelo 5	11
Fig 8.25 Compresión en modelo 6	11
Fig 8.26 Tracción en modelo 6	11
Fig 8.27 Compresión en modelo 7	12
Fig 8.28 Tracción en modelo 7	12

Fig 8.29 Compresión en modelo 8	12
Fig 8.30 Tracción en modelo 8.....	13
Fig 8.31Pandeo es optimizada y piel de 1.6mm	13
Fig 8.32 Pandeo en optimizada y piel de 2mm	14
Fig 8.33 Pandeo en optimizada y piel de 3.2mm	14
Fig 8.34 Pandeo en optimizada y piel de 4mm	15
Fig 8.35 Pandeo en optimizada y piel de 5.6mm	15

ÍNDICE DE TABLAS

Tabla 1.1 Tipos de resinas poliéster y aplicaciones. [13].....	14
Tabla 1.2 Propiedades mecánicas de matriz viniléster sin reforzar. [14]	15
Tabla 1.3 Propiedades genéricas de las resinas epoxi. [16].....	16
Tabla 1.4 Propiedades de las fibras. [12].....	18
Tabla 2.1 Propiedades del carbono-epoxi.....	24
Tabla 2.2 Modelos con distinto grosor de costillas	25
Tabla 2.3 Modelos con distinta longitud del lado del triángulo	25
Tabla 2.4 Modelos con distinta altura de las costillas	25
Tabla 2.5 Láminas y sus orientaciones en los modelos	26
Tabla 2.6 Geometría del modelo optimizado	27
Tabla 2.7 Geometría del modelo ortogrid	28
Tabla 3.1 Laminado en Abaqus	29
Tabla 4.1 Resultados obtenidos para la variación de b	32
Tabla 4.2 Resultados obtenidos para la variación de l	36
Tabla 4.3 Resultados obtenidos para la variación de h	38
Tabla 4.4 Comparación de autovalores y masas al introducir la piel	40
Tabla 4.5 Comparación de tensiones con piel y sin piel	41
Tabla 4.6 Resultados de la estructura optimizada	44
Tabla 4.7 Autovalores variando el número de capas de las distintas orientaciones.....	46
Tabla 4.8 Comparación de autovalores entre isogrid y ortogrid	50
Tabla 6.1 Coste de recursos humanos	55
Tabla 6.2 Coste de materiales.....	55
Tabla 6.3 Costes totales del proyecto	56

1 INTRODUCCIÓN

1.1 Motivación

En los últimos años en la industria de la aviación, se está desarrollando un impulso hacia la fabricación de aviones más sostenibles y de menos emisiones. Este impulso es debido, tanto a las limitaciones que presenta el mercado como a las necesidades de los clientes.

Esto se consigue fabricando aviones más livianos, que requieren de menos combustible y como consecuencia, tienen menos emisiones. A su vez, esto desemboca en menos costes operativos y menos costes para los clientes.

Una parte crucial de las aeronaves para lograr estos objetivos es el fuselaje, que es uno de los principales elementos estructurales, ya que sobre él actúan gran parte de las cargas que se crean durante el vuelo. Por ello, se están estudiando constantemente posibles configuraciones estructurales y materiales que reduzcan el peso de estas estructuras sin penalizar su rendimiento frente a las cargas que soportan.

Las estructuras más comunes para los fuselajes en los últimos años han sido las llamadas ortogrid, pero recientemente, ya se están utilizando estructuras de isogrid por su alto rendimiento frente a cargas. Además, se utilizan los materiales compuestos para dotarlas de mayores rigideces reduciendo el peso considerablemente.



Fig 1.1 Fuselaje con estructura ortogrid



Fig 1.2 Fuselaje con estructura isogrid

Por tanto, la motivación principal es el estudio de las estructuras isogrid con materiales compuestos debido a su relevancia en el mundo de la industria aeronáutica.

1.2 Objetivos

El objetivo principal de este proyecto es estudiar distintas configuraciones de rigidización en una estructura isogrid con materiales compuestos para su optimización gracias a un programa de simulación mediante MEF. Otros objetivos a los que se pretende llegar durante el proyecto son:

- Diseño de una estructura isogrid.
- Diseño de una estructura ortogrid.
- Estudiar la influencia de los distintos parámetros geométricos de una estructura isogrid sobre el peso.
- Conocer el comportamiento de una estructura isogrid bajo una carga aplicada.
- Estudiar la influencia de los distintos parámetros geométricos de una estructura isogrid sobre el pandeo y las tensiones.
- Conocer la importancia de la piel sobre la estructura.
- Estudiar la rigidez de la estructura en función de la orientación de las fibras del material compuesto.

- Hacer una comparación entre una estructura isogrid y una ortogrid.

1.3 Planificación y estructura del proyecto

En este apartado, se muestra un diagrama de Gantt desarrollado con el fin presentar de la manera más sencilla y visual la planificación seguida para la realización de este trabajo. En dicho diagrama, se muestran las distintas actividades realizadas y su duración, así como cuando comenzaron y cuando terminaron.

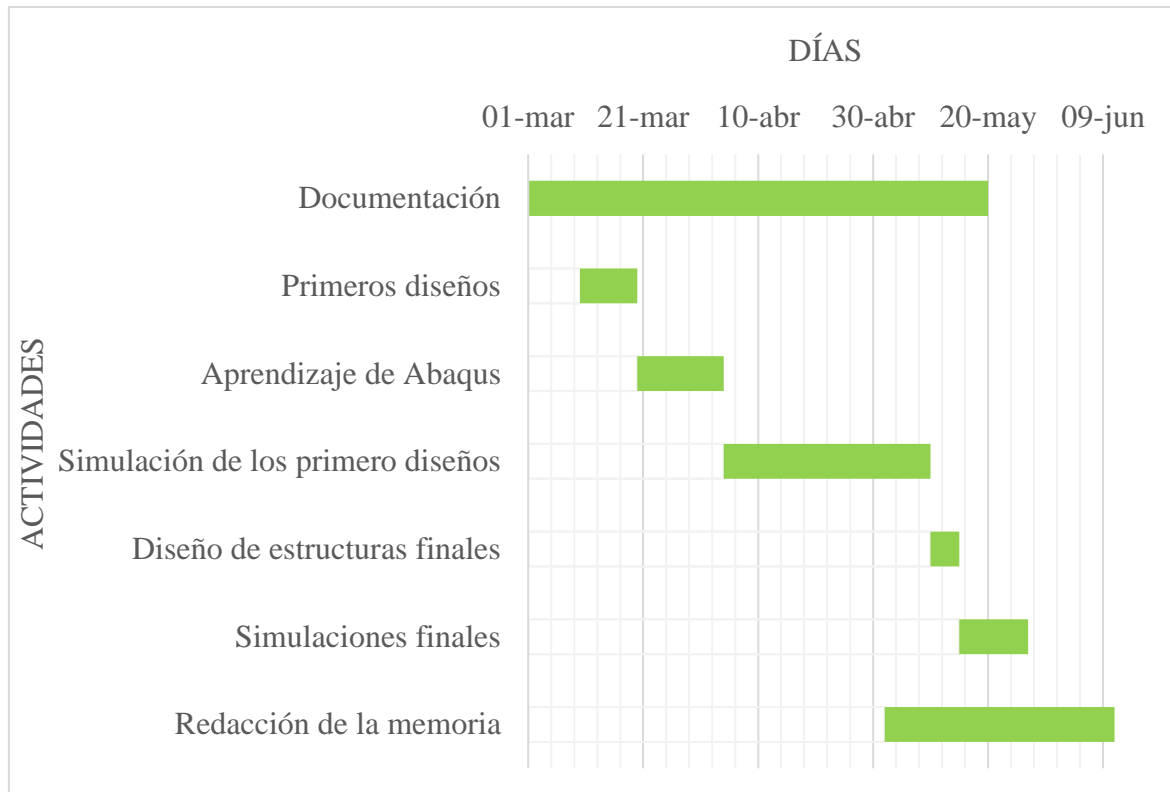


Fig 1.3 Diagrama de Gantt

En cuanto al proyecto, estará dividido en 9 capítulos bien diferenciados. Su contenido se detalla a continuación:

1-Introducción: en este capítulo se dará una visión general del proyecto (antecedentes, estado de la cuestión). Se expondrán los objetivos de este, la planificación y las motivaciones de su realización.

2-Diseños y características: se presentarán los distintos diseños a estudiar, el procedimiento para su diseño, los materiales empleados y la configuración utilizada en cada uno de ellos.

3-Simulación en Abaqus: aquí se explicará el proceso seguido en los distintos módulos del programa de MEF Abaqus como, por ejemplo, las condiciones de contorno aplicadas, el mallado de las partes o la interacción entre ellas.

4-Resultados: se presentarán los resultados obtenidos en las simulaciones y se analizarán las distintas variables de estudio comparándolas entre sí. Por último, se analizará la estructura isogrid optimizada y se comparará con una estructura ortogrid diseñada con el mismo peso y dimensiones similares.

5-Conclusiones: una vez analizadas todas las simulaciones, se expondrán las conclusiones a las que se han llegado a lo largo del trabajo.

6-Presupuesto: se calcularán los costes de la realización del proyecto. Estos costes estarán divididos en costes de recursos humanos y costes de materiales.

7-Futuros trabajos: en este capítulo se comentarán algunos estudios que podrían completar y aportar más información sobre este trabajo.

8-Bibliografía: en este capítulo aparecen las diferentes fuentes de información empleadas a lo largo del trabajo a las que se les irá haciendo referencia a lo largo de éste.

9-Anexos: donde se incluirán las imágenes de los distintos resultados que no se han introducido anteriormente debido a su extensión.

1.4 Estado del arte

1.4.1 El fuselaje

El fuselaje es el cuerpo estructural del avión en el que se alojan la cabina de mando, la cabina de pasajeros y la bodega, así como todos los sistemas y equipos de funcionamiento.

Además, se considera la parte central de la aeronave, ya que sobre ella van acopladas el resto de las partes, como las alas o el tren de aterrizaje.

Su geometría es suave y de poca resistencia al viento, con la finalidad de reducir considerablemente las cargas aerodinámicas que se crean durante el vuelo. Todo ello acompañado de una capacidad o volumen necesario para cumplir los objetivos de cada aeronave, por lo que el fuselaje variará en función de las tareas que vaya a desempeñar. Por ejemplo, para un avión de carga, se buscará un elevado volumen a costa de perder algo de eficiencia aerodinámica; mientras que, para un avión comercial, se busca un equilibrio entre volumen, aerodinámica y cargas que soporta.

En los aviones comerciales, la sección recta del fuselaje suele ser circular debido a la presurización de la cabina. Ya que la sección circular ayuda a repartir mejor las presiones en el interior de la cabina. [1]

A lo largo de los años y debido a los nuevos conceptos estructurales e industriales, se han ido desarrollando nuevos e innovadores fuselajes con el fin de mejorar sus condiciones operativas y ahorrar dinero. Los más empleados a lo largo del desarrollo de la historia son los siguientes:

- Fuselaje reticular o tubular: fabricado a partir de tubos de acero o de madera que van soldados y conforman la estructura principal. En este conjunto de tubos encontramos las cuadernas, que son las encargadas de dotar de rigidez a la estructura. Los largueros, que unen unas cuadernas con otras, y por último los tubos horizontales y diagonales que aportan rigidez al conjunto larguero-cuaderna [1] [2]

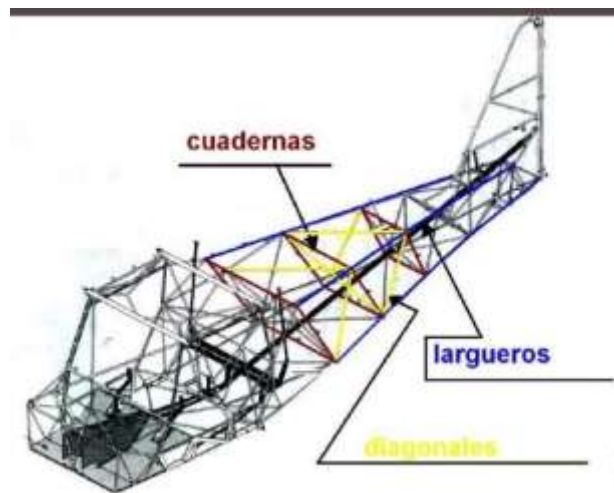


Fig 1.4 Fuselaje reticular

- Fuselaje monocasco: tiene su origen en la industria naval ya que comenzó empleándose en hidroaviones. Pero debido a su alta resistencia en comparación con otras estructuras de la época, pronto se implantó en muchas aeronaves. Consta de un revestimiento reforzado con anillos o cuadernas distanciados entre sí, que aportan forma y rigidez a la estructura. [1] [2]

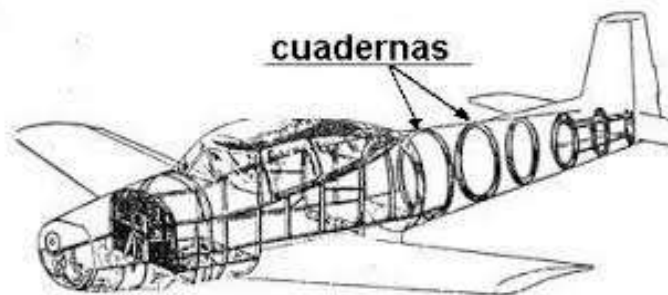


Fig 1.5 Fuselaje monocasco

- Fuselaje semimonocasco: es el más moderno y el más común en la actualidad. Formado por rigidizadores transversales y longitudinales y por un revestimiento exterior que absorbe los esfuerzos cortantes, reduciendo los momentos torsores y dotando a la estructura de resistencia frente al pandeo. [1] [2]



Fig 1.6 Fuselaje semimonocasco (ortogrid)

1.4.2 Isogrid. Antecedentes

El establecimiento de nuevas técnicas estructurales y la implantación de estructuras para conseguir aviones ligeros, económicos y eficientes ha sido durante mucho tiempo el objetivo de la industria aeronáutica y espacial.

Entre los años 1940 y 1950 las aeronaves como DC6 y DC7 utilizaban fuselajes semimonocasco con largueros, armazón y piel, es decir, estructuras rígidas de 90° . Llamadas así debido a que están compuestas por rigidizadores longitudinales orientados a 90° con respecto de las costillas axiales.

Unos años más tarde, la NASA duplicó los patrones de 0° a 90° para el vehículo espacial Saturno S-II, que fue la segunda etapa del cohete Saturno V. Posteriormente, para el S-IVB que fue la tercera etapa de ese mismo cohete, se introdujo una innovadora estructura usando patrones cuadraos, pero esta vez, orientados a 45° .

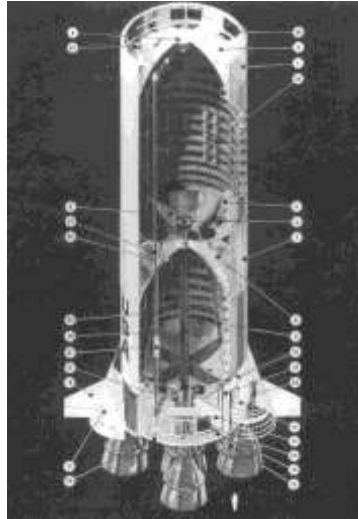


Fig 1.7 Cohete S-II

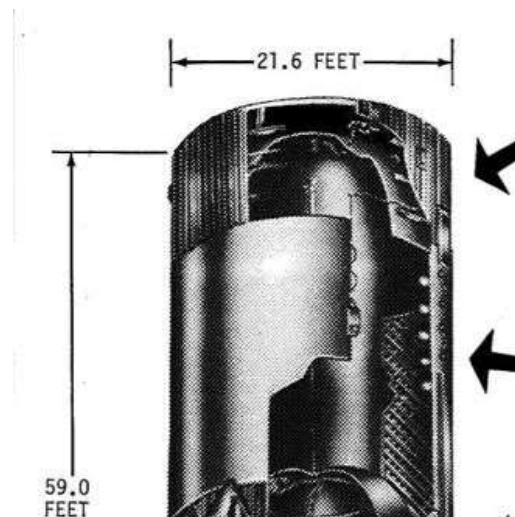


Fig 1.8 Cohete S-IVB

Estas geometrías resultaron eficientes con en algunas condiciones de carga. Sin embargo, tienen muy poca capacidad de resistencia a torsión en el plano. Esto se debe a que son uniones ortogonales de cuatro barras que no pandean gracias a la piel que recubre la estructura.

Como resultado, a finales de los años 60, se propuso establecer un modelo de rigidez óptimo con el fin de encontrar una estructura que subsanara o redujera las deficiencias de las anteriores. Todo ello, sin penalizar otras características como por ejemplo el peso.

El concepto más prometedor, fue el de triangular los elementos rigidizadores debido al buen comportamiento estructural de los triángulos. Tras años de estudios y prueba, surgió el isogrid, que se empezó a implantar en algunas aeronaves. [3] [4]

1.4.2.1 Isogrid

Una estructura isogrid, está constituida por una piel delgada cilíndrica o cónica, reforzada con una estructura formada por costillas circunferenciales y helicoidales que se unen en puntos llamados nodos. Se caracterizan por su alta eficiencia estructural debida al patrón de nervio triangular y su bajo peso. Comenzaron fabricándose en aluminio, pero como se ha comentado anteriormente, como el objetivo es reducir todo lo posible peso sin perder resistencia, actualmente se utilizan los materiales compuestos. [5]

Éstos, presentan una alta resistencia asociada al peso y el isogrid un excelente rendimiento si es sometido a pandeo.

Como los compuestos reforzados unidireccionalmente solo pueden trabajar con cargas axiales, son las costillas helicoidales las que toman las cargas de torsión, las fuerzas transversales y los momentos de flexión. Mientras que la función de la piel es transferir tanto las presiones aerodinámicas como internas a las costillas, y, por otro lado, dotar a la estructura de una superficie externa adecuada. A estas estructuras cuya capacidad de carga está controlada principalmente por las costillas, se las denomina estructuras geodésicas. [6]

El diseño de estas estructuras se realiza para la fuerza axial, ya que es el modo de falla más crítico en este tipo de configuraciones. [6] [8]

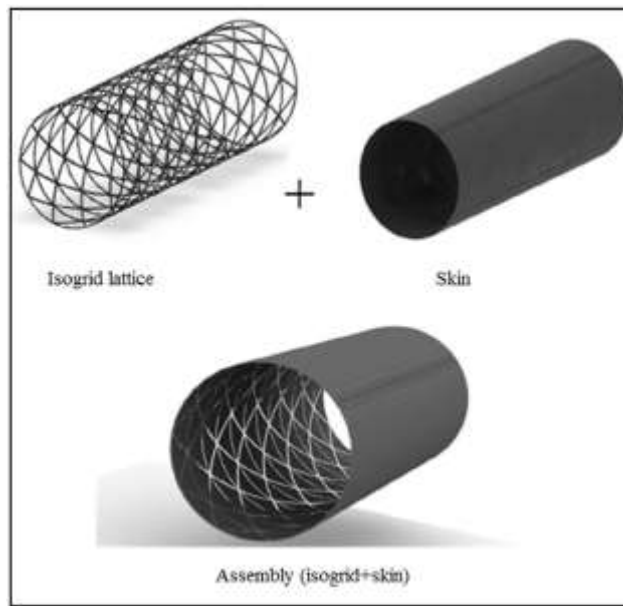


Fig 1.9 Isogrid. Piel y estructura.

En cuanto al diseño de estas estructuras, se caracterizan por: [5] [6]

- El espesor de la piel (t)
- El grosor de las costillas (b)
- La altura de las costillas (h)
- La longitud del lado de los triángulos (l)

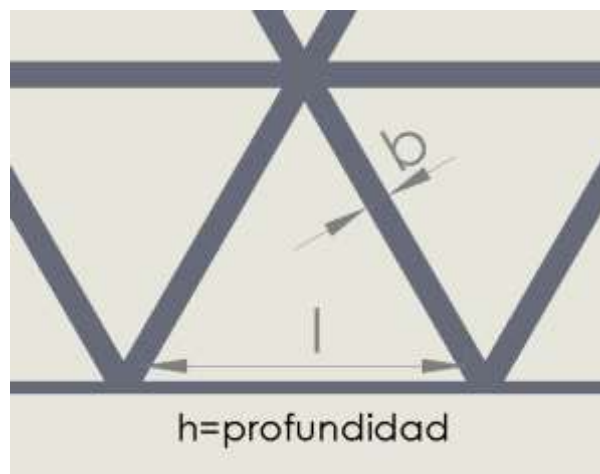


Fig 1.10 Variables geométricas del isogrid

Cabe destacar que las costillas helicoidales se comportan como un material isotrópico. Además, debido a la disposición de las costillas, pueden existir cargas combinadas. Por tanto, el patrón de rigidez isotrópico más simple es el de las costillas helicoidales formando a 60° dando lugar a triángulos equiláteros. Este patrón, también es capaz de soportar cargas sin la piel como se verá más adelante en la parte de resultados. [8]

Normalmente, para el cálculo de la geometría de estas estructuras, se utiliza el modelo de Vasiliev en el que se profundiza a continuación.

1.4.2.2 Modelo de Vasiliev

Este modelo de cálculo de los parámetros de una estructura isogrid, se caracteriza por no tener en cuenta la piel debido a que asume que la contribución de la piel a la masa de la estructura es mayor que a la fuerza y rigidez que le proporciona.

Siguiendo dicho modelo, estas son algunas de las expresiones para el cálculo de la geometría: [5]

- Altura de las costillas (h)

$$h = \sqrt{\frac{3}{2} * \frac{D * \sigma_u * n}{\sqrt{E_h * E_c}}} \quad (1.1)$$

Con:

D= Diámetro

σ_u = Tensión última a compresión

n= Factor de seguridad

E_h = Módulo de Young de las costillas helicoidales

E_c = Módulo de Young de las costillas circunferenciales

- Presión reducida (P)

$$P = \sqrt{\frac{54 * D^4 * \sigma_u^5}{k * E_c * E_h^2}} \quad (1.2)$$

Con:

K= Coeficiente de pandeo local.

Este coeficiente será igual a 1 para estructuras con las uniones articuladas y 4 para uniones fijas. En nuestro caso, tomaremos un valor de 4 [6]

- Lado del triángulo (l)

$$l = \frac{a}{\cos \alpha} \quad (1.3)$$

Con:

a= Distancia entre costillas (tanto circunferenciales como helicoidales)

α = Ángulo que forman las costillas helicoidales con el eje axial de la estructura

- Factor adimensional (δ)

$$\delta = \frac{2}{3} * \frac{\sqrt{2 * Eh * Ec}}{\sqrt{3} * D^2 * \sigma u^2} * \frac{P}{\pi * n_0} \quad (1.4)$$

$$\delta = \frac{b}{a} \quad (1.5)$$

Con:

n_0 = Factor de seguridad

- Número de costillas helicoidales (nh)

$$nh = \frac{\sqrt{3} * \pi * D}{a} \quad (1.6)$$

- Número de costillas circunferenciales (nc)

$$nc = \frac{L}{a} + 1 \quad (1.7)$$

Con:

L= Longitud de la estructura

- Masa de la estructura (M)

$$M = (2 * \rho_h + \rho_c) * \frac{2 * L * P}{3 * \sigma u} \quad (1.8)$$

Con:

ρ_c = Densidad de las costillas circunferenciales

ρ_h = Densidad de las costillas helicoidales

1.4.3 Materiales compuestos

Se llama material compuesto a un material formado por dos o más constituyentes que, conjuntamente, tienen unas propiedades mejores que las de los constituyentes por separado. Normalmente, están formados por una fase discontinua (material de refuerzo) y una fase continua (matriz) con distintas funciones: [11] [10]

-Matriz: su función es transmitir las tensiones al material de refuerzo, actuar como ligante para mantenerlo fijo y protegerlo del exterior.

-Refuerzo: es el encargado de dotar al conjunto de rigidez y resistencia además de absorber las tensiones generadas sobre el mismo.

Todo ello, hace que posean unas características por las cuales sus aplicaciones son cada día mayores. Estas son algunas de las más destacadas: [12]

- Alta resistencia
- Bajo peso
- Flexibilidad
- Estabilidad dimensional
- Resistencia a corrosión
- Menor mantenimiento

Por otro lado, también tienen una serie de limitaciones: [12]

- Información sobre su comportamiento menor que para otros materiales más convencionales
- Coste de materia prima más elevado
- Algunos procesos de fabricación pueden ser peligrosos para la salud
- Mecanismo de daño más complejos
- Mecanismos de cálculo menos conocidos y extendidos que para los metales

Estos materiales, tienen distintas clasificaciones en función de sus constituyentes:

-Según el tipo de matriz:

- **Matriz metálica:** los materiales presentan una alta resistencia, buena rigidez y tenacidad. Están limitados por su alta densidad, además de dificultades en el mecanizado. [10] [11]

- **Matriz cerámica:** se obtienen muy buenas propiedades mecánicas, sobre todo a bajas temperaturas. Pero están limitados por sus propiedades térmicas y eléctricas. [10] [11]
- **Matriz polimérica:** se caracterizan por su alta tenacidad y resistencia a corrosión además de su simplicidad en el conformado. Son las más empleadas en el ámbito industrial. A su vez, se dividen en: [10] [11] [13]
 - Termoplásticas: materiales compuestos de bajas prestaciones
 - Termoestables: altas prestaciones. Cabe destacar que, dentro de los termoestables o resinas, se encuentran algunas de las más conocidas como resinas epoxi, fenólicas, de poliéster o viniléster en las que se profundiza a continuación.

-Resina poliéster: son el grupo más significativo dentro de las resinas termoestables ya que están presentes en el 90% de los laminados comerciales. Hay gran variedad dependiendo de la aplicación. En la siguiente tabla se muestran los distintos tipos de resinas poliéster acompañadas de sus aplicaciones. [13]

TIPOS	APLICACIONES
Ortoftálicas	Barcos.
Isoftálicas	Ingeniería química.
Tereftálicas	Ingeniería química.
Tetrahidroftálicas	Barnices, depósitos alimenticios.
Bisfenólicas	Anticorrosión.
Resinas del ac. Tetracloroftálico	Comportamiento al fuego mejorado.
Resinas del ácido. Het	Resistencia al fuego.
Resinas al MMA	Estratificados para el transporte, cúpulas.

Tabla 1.1 Tipos de resinas poliéster y aplicaciones. [13]

-Resina viniléster: este tipo de resinas son más caras que las anteriores (hasta dos veces más costosas), pese a esto, se siguen utilizando debido a las propiedades que presentan: [13]

- Alta resistencia a fatiga.
- Fácil de moldear debido a su elevada fluidez.
- Buena adhesión entre resina y fibra.
- Buena resistencia a corrosión.
- Buena resistencia al fuego.

Propiedad	
Módulo de elasticidad (GPa)	3.1
Resistencia a tracción (MPa)	80
Resistencia a flexión (MPa)	124
Elongación a rotura (%)	5.5
Módulo de flexión (GPa)	3.2

Tabla 1.2 Propiedades mecánicas de matriz viniléster sin reforzar. [14]

-Resina epoxi: se suelen utilizar cuando se requieren grandes prestaciones:
[15]

- Tienen gran resistencia mecánica.
- Mayor propiedad de unión.
- Buenas propiedades eléctricas y térmicas.
- Buena resistencia a corrosión.

Propiedad	
Densidad (Kg/m ³)	1100 - 1700
Módulo de elasticidad (GPa)	0.5 - 2
Resistencia a tracción (MPa)	9 - 30
Resistencia a compresión (MPa)	55 - 110
Elongación en rotura (%)	0.5 - 5
Coefficiente de Poisson	0.3 – 0.4

Tabla 1.3 Propiedades genéricas de las resinas epoxi. [16]

- Elastómeros: aplicaciones como neumáticos.

-Según el tipo de refuerzo:

- **Materiales compuestos de partículas:** las partículas están suspendidas en la matriz y pueden ser de 1 o varios materiales. Éstos a su vez pueden dividirse en: [9]
 - Partículas no metálicas en matriz no metálica: como por ejemplo el hormigón. Partículas de arena y grava se unen entre sí con cemento y agua que se endurece posteriormente.
 - Metálicas en matriz no metálica: se suelen emplear para el refuerzo de matrices plásticas con el fin de mejorar su conductividad térmica y disminuir el desgaste.
 - Metálicas en matriz metálica: se diferencian de las aleaciones debido a que, a diferencia de éstas, las partículas en una matriz no se disuelven.
 - No metálicas en matriz metálica: normalmente, partículas cerámicas. Aplicación en herramientas y trabajos de alta temperatura, resistencia a corrosión y altas durezas.

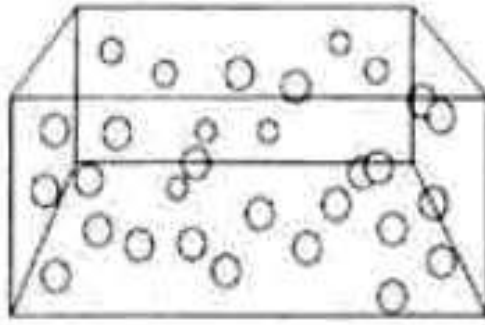


Fig 1.11 Material compuesto reforzado con partículas

- **Materiales compuestos fibrosos:** ahora el material de refuerzo en la matriz se presenta en forma de fibras. Las fibras de cualquier material son mucho más rígidas y resistentes que el mismo material de forma masiva. Esto se debe a la alineación de los cristales a lo largo de la fibra, que provoca una disminución de los defectos internos del material. [9]

Se caracterizan geométricamente no solo por su alta relación longitud-diámetro, sino porque el diámetro es equivalente al tamaño de un cristal, reduciendo así defectos y dislocaciones. Hay distintos tipos de fibras: [9] [11]

- Fibra de vidrio: ofrecen gran resistencia a tracción, son duras y flexibles y además funcionan bien como aislante térmico. Existen varios tipos en función de la aplicación
- Fibra de carbono: tiene una elevada rigidez y resistencia. Sus buenas propiedades mecánicas acompañadas de su baja densidad la hacen idónea para aplicaciones de altas prestaciones como, por ejemplo, la aviación.
- Fibras orgánicas: soportan altas temperaturas y se consiguen equipos de altas resistencias y bajo peso. La más conocida es el kevlar que tiene gran resistencia a impactos.
- Fibras cerámicas: flexibles y con muy bajo alargamiento a la rotura. Suelen ser de sílice o cuarzo.
- Fibra de boro
- Fibras metálicas

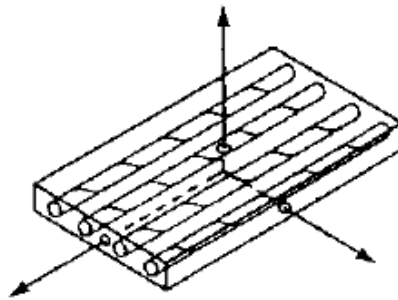


Fig 1.12 Lámina con fibras unidireccionales

Tipo	Resistencia a tracción (MPa)	Módulo de elasticidad (GPa)	Densidad (kg/m³)
Vidrio-E	3450	72,5	2540
Vidrio-S	4480	85,6	2490
Carbono AS4	3730	235	1810
Carbono IM-7	5170	290	1980
Grafito GY-70	1725	517	1800
Boro	3280-3660	365-414	2100-3000
Kevlar	3800	131	2020

Tabla 1.4 Propiedades de las fibras. [12]

- **Compuestos estructurales:** formados tanto de materiales compuestos, como de materiales homogéneos. Sus propiedades también dependen de la geometría además de los constituyentes. Se dividen en: [10] [11]
 - Paneles tipo sándwich: se componen de tres elementos fundamentales:
 - Las alas o caras: se sitúan en la parte exterior y son los elementos con mejores propiedades.

- El núcleo: con poca densidad y peores propiedades. Es equivalente a la matriz, transfiere los esfuerzos cortantes a las caras y las mantiene separadas. Normalmente, con forma de panel de abeja.
- Interfase: adhesivo que mantiene unido el conjunto.

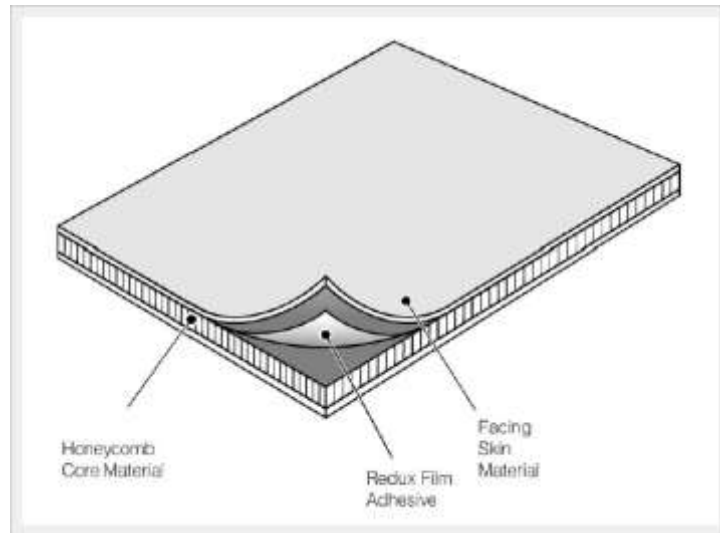


Fig 1.13 Panel tipo sándwich

- Laminados: un laminado es un apilamiento de láminas con varias orientaciones de las direcciones principales del material en las láminas. Se profundiza sobre este tipo de compuesto a continuación ya que éste será el tipo de compuesto con el que se trabajará en este proyecto.

1.4.3.1 Laminados

Como ya se ha comentado, un laminado es un apilamiento de láminas con distintas orientaciones. Las láminas, normalmente, se unen entre sí con el mismo material de matriz que se usa para cada una de ellas individualmente. No es necesaria la adicción de más material.

Los laminados pueden estar compuestos de placas de diferentes materiales o como en el caso que se estudiará, de capas laminadas reforzadas con fibra. La gran ventaja que presentan este tipo de materiales es que se pueden adaptar a la carga aplicada, es decir, podemos aumentar la resistencia y la rigidez en la dirección más conveniente. [9]

- **Laminados unidireccionales:** apilamiento de láminas unidireccionales orientadas en la misma orientación. Este tipo de materiales presentan las mismas propiedades en las direcciones perpendiculares a las fibras. [9] [13]

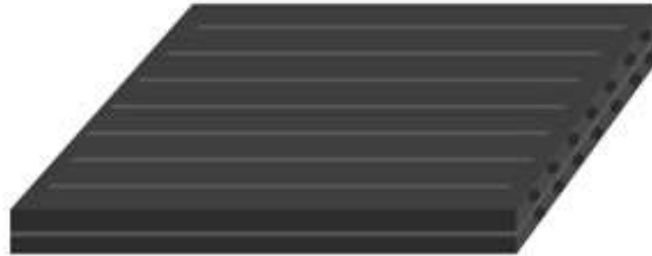


Fig 1.14 Laminado unidireccional

- **Laminado bidireccional:** en estos laminados, las distintas capas están orientadas en direcciones ortogonales, a 0° y a 90° . Por tanto, son materiales que presentan un comportamiento ortótropo. En ambas direcciones de las fibras presentarán el mismo comportamiento, mientras que en la dirección transversal tendrán unas peores características. [9] [13]



Fig 1.15 Laminado bidireccional

- **Laminado multidireccional:** los más comunes son los compuestos por láminas con orientaciones a 0° , 90° y $\pm 45^\circ$. Además, suelen ser simétricos y debido a las

distintas orientaciones presentan un comportamiento cuasi-isótropo, es decir, se comporta prácticamente igual en todas las direcciones. En la siguiente figura, se muestra un compuesto de estas características con secuencia de apilamiento $[0^\circ, 90^\circ, +45^\circ, -45^\circ, -45^\circ, +45^\circ, 90^\circ, 0^\circ]$ s. [9] [13]

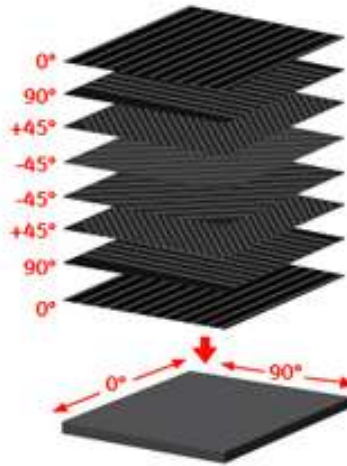


Fig 1.16 Laminado multidireccional cuasi-isótropo

- **Laminado de tejido:** son estructuras textiles en las que las fibras de unas direcciones se entrecruzan con otras en dirección perpendicular formando así una secuencia. A estos entramados se les denomina trama o urdimbre. Estas direcciones se encuentran orientadas a 0° y 90° . [10] [13]

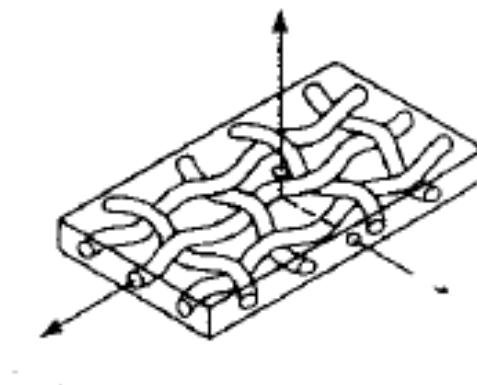


Fig 1.17 Laminado de tejido

Como el material que se usará en este proyecto será un laminado, a continuación, se comenta de forma simplificada la Teoría Clásica de la Laminación.

1.4.3.2 Teoría Clásica de la Laminación

Esta teoría consiste en una colección de hipótesis de tensión y deformación. Se comienza a estudiar desde la lámina, que es el bloque básico de construcción, hasta el laminado (bloque final). Consiste en reducir un problema tridimensional a base de encontrar supuestos simplificadores precisos y eficaces para llegar a un problema de mecánica bidimensional más sencillo.

Esta teoría se reduce, de forma simplificada, en la ecuación general de la teoría clásica de la laminación:

$$\begin{Bmatrix} \mathbf{N} \\ \mathbf{M} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{A} & \mathbf{B} \\ \mathbf{B} & \mathbf{D} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \boldsymbol{\epsilon}^0 \\ \boldsymbol{\kappa} \end{Bmatrix}$$

En ella se relacionan la curvatura (κ) y la deformación (ϵ) en el plano de referencia del laminado con los momentos (\mathbf{M}) y fuerzas en el plano (\mathbf{N}). \mathbf{A} es la matriz de rigidez plana, \mathbf{B} es la matriz de acoplamiento y \mathbf{D} es la matriz de rigidez a flexión.

Para laminados simétricos, que será nuestro caso, la matriz de acoplamiento \mathbf{B} será 0 y, por tanto, las deformaciones longitudinales y la curvatura estarán desacopladas, minimizaremos esos efectos de interacción y nuestro problema será más sencillo. [9]

2 DISEÑOS Y CARACTERÍSTICAS

En este capítulo se expondrán los distintos modelos de isogrid desarrollados a lo largo del proyecto, así como sus materiales.

Además, cabe destacar que los modelos serán sectores de fuselaje y no un fuselaje completo con el fin de simplificar el problema.

2.1 Diseño de los modelos

Una parte crítica del trabajo es el correcto diseño de las estructuras que van a ser simuladas. Unas estructuras con geometrías erróneas podrían darnos datos poco fiables o incluso podríamos no obtener ningún resultado.

Por ello, el diseño se ha llevado a cabo en SolidWorks, un software especializado en diseño CAD 3D con el fin de obtener los modelos de la forma más rápida y precisa posible. Posteriormente, estos diseños serán exportados a Abaqus para su simulación.

Podemos dividir el proceso de diseño en dos partes:

- Primeramente, se dibuja la geometría en un boceto ayudándonos del comando de matriz lineal para ahorrar tiempo y una vez que se tiene la geometría deseada, se realiza una extrusión especificando la profundidad.

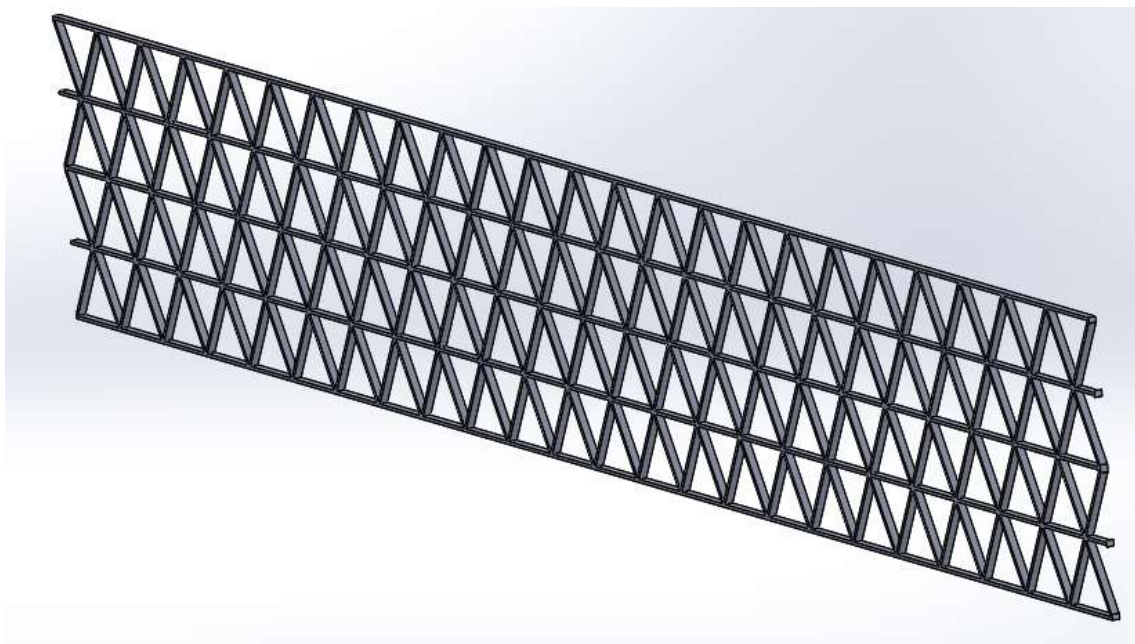


Fig. 2.1 Diseño de isogrid en el plano

- Por último, con el uso del comando flexionar, se flexiona la pieza 360° consiguiendo así el diseño final.

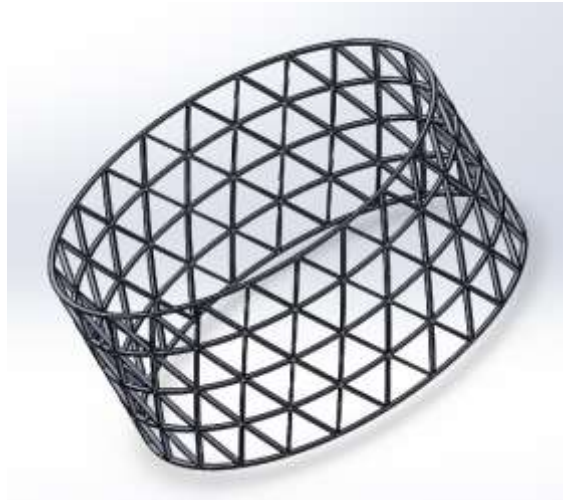


Fig. 2.2 Diseño de estructura isogrid

2.2 Material empleado

El material para todos los modelos de este trabajo será el mismo, un compuesto carbono-epoxi. Como se ha comentado anteriormente, este material es idóneo para aplicaciones aeronáuticas. Presenta una gran rigidez y resistencia mecánica además de buena resistencia a la corrosión, todo esto acompañado de una baja densidad que lo hace muy ligero. En la siguiente tabla se muestran las propiedades del material escogido:

Propiedad	
Densidad ρ (Kg/m ³)	1480
E_1 (GPa)	138
$E_2=E_3$ (GPa)	9.5
$G_{12}= G_{13}$ (GPa)	5.2
G_{23} (GPa)	1.45
V_{12}	0.28
V_{23}	0.4
Resistencia a tracción σ_t (GPa)	1.75
Resistencia a compresión σ_c (GPa)	1.3

Tabla 2.1 Propiedades del carbono-epoxi

2.3 Modelos desarrollados

2.3.1 Primeros modelos

A lo largo de este trabajo, se han ido desarrollando diferentes diseños variando algunos parámetros para conocer su influencia en el comportamiento de la estructura. El punto de partida fue el cálculo de una estructura sin piel siguiendo el modelo de Vasiliev (diseño 2). A partir de dicha estructura, se obtuvieron otras 7 que se diferenciaran en 3 grupos en función del parámetro modificado. Todas ellos tienen un diámetro de 2 metros y una altura de 1 metro

- Modelos con diferente grosor de costillas (b):

	l(mm)	h(mm)	b(mm)
Diseño 1	242	25	10
Diseño 2	242	25	20
Diseño 3	242	25	30

Tabla 2.2 Modelos con distinto grosor de costillas

- Modelos con diferente longitud del lado del triángulo (l):

	l(mm)	h(mm)	b(mm)
Diseño 4	150	25	20
Diseño 2	242	25	20
Diseño 5	350	25	20

Tabla 2.3 Modelos con distinta longitud del lado del triángulo

- Modelos con diferente altura de las costillas (h):

	l(mm)	h(mm)	b(mm)
Diseño 6	242	5	20
Diseño 7	242	15	20
Diseño 2	242	25	20
Diseño 8	242	35	20

Tabla 2.4 Modelos con distinta altura de las costillas

Todos estos modelos fueron simulados en Abaqus de dos formas, un estudio de tensiones y otro de pandeo. Además, para simplificar las simulaciones, en todos ellos se supondrá que nuestro material compuesto es isotrópico y homogéneo con $E=E_1=138\text{GPa}$.

2.3.2 Modelos con piel

Después del estudio de todos los modelos sin piel, a todos se les añadió la misma piel para ver cómo se comportaban las distintas estructuras a pandeo y como se comportaba la piel en función de cada geometría y así, con los datos de los modelos con piel y sin ella, poder optimizar la estructura. La piel, a diferencia de los modelos, no se diseñará en SolidWorks, sino que se hará directamente en Abaqus debido a su sencillez.

La piel utilizada para todos fue de 1.6mm de espesor y se comportaba como un material cuasi isótropo debido al orden de apilamiento de las láminas reforzadas unidireccionalmente $[0/45/-45/90]_s$. Es importante resaltar que las fibras orientadas a 0° coinciden con la dirección de la fuerza aplicada (axial).

En la siguiente tabla, se muestra de forma más clara la distribución de láminas de nuestro material.

Capa	Orientación ($^\circ$)	Espesor (mm)
1	0	0,2
2	45	0,2
3	-45	0,2
4	90	0,2
5	90	0,2
6	-45	0,2
7	45	0,2
8	0	0,2

Tabla 2.5 Láminas y sus orientaciones en los modelos

2.3.3 Modelo optimizado

Después de haber hecho un estudio de todos los parámetros geométricos de la estructura y de la piel, se pudo entender mejor la mecánica de estas estructuras y por tanto obtener una optimizada con la siguiente geometría:

b(mm)	h(mm)	l(mm)
10	20	150

Tabla 2.6 Geometría del modelo optimizado

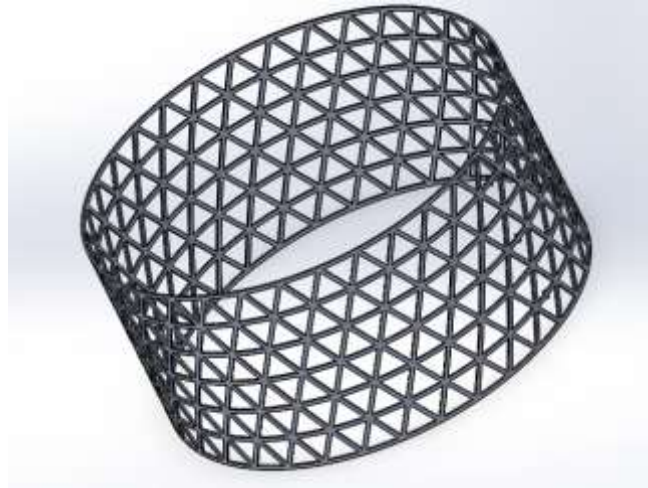


Fig 2.3 Estructura optimizada

Sobre este modelo se incluirá la piel, y se irá variando su espesor para ver cómo afecta al pandeo y a la masa de la estructura y poder seleccionar un espesor óptimo de piel. Una vez lo tengamos, compararemos el comportamiento de la estructura con piel y sin ella.

Para entender mejor como afectan las orientaciones de las láminas de nuestro material, también variaremos el número de capas de cada orientación y veremos cómo influyen en el pandeo.

Como ya hemos visto, nuestro material laminado tiene una secuencia [0/45/-45/90], y, además, tenemos el mismo número de capas en cada orientación [25%/25%/25%/25%], lo que hace que se comporte como un material cuasi-isótropo. Para estudiar la influencia de estas orientaciones y una vez que tengamos seleccionado un espesor de la piel, utilizaremos otras tres configuraciones, todas ellas simétricas y con el mismo espesor.

- Configuración 2: [12.5%/37.5%/37.5%/12.5%]. Aumentando el número de capas orientadas a 45° y -45°.
- Configuración 3: [40%/20%/20%/20%]. Aumentando las láminas con las fibras orientadas en la dirección de la carga aplicada.
- Configuración 4: [20%/20%/20%/40%]. Aumentando el número de fibras en la dirección perpendicular a la carga aplicada.

Por último, haremos una comparación de esta estructura isogrid, con una ortogrid que se detalla a continuación.

2.3.4 Modelo ortogrid

Para poder hacer una comparación realista y válida, se diseñó una estructura ortogrid basada en la isogrid. Para ello, se cogieron los datos de la estructura y se adaptaron al ortogrid con el fin de conseguir una estructura de peso y dimensiones similares.

Las variables características que se utilizaron para el diseño fueron:

- La distancia entre costillas circunferenciales (a), que es la misma que para el isogrid.
- La distancia entre refuerzos longitudinales (l), que es prácticamente la mitad de a
- El espesor de las costillas (b), igual que para el isogrid
- La altura de costillas (h), que también coincidirá con la altura de las costillas del isogrid.

Por tanto,

a (mm)	l (mm)	b (mm)	h (mm)
139	70	20	10

Tabla 2.7 Geometría del modelo ortogrid



Fig 2.4 Estructura ortogrid

3 SIMULACIÓN EN ABAQUS

Abaqus es un programa de simulación que resuelve distintos tipos de problemas estructurales por medio del método de elementos finitos.

Tanto el proceso seguir como las condiciones de contorno serán iguales o muy similares en todos los modelos. En este capítulo se explicarán los pasos seguidos en los distintos módulos del programa, así como las cargas y condiciones aplicadas.

- Módulo part

En este módulo sólo se trabajará para los modelos que lleven piel puesto que aquí, se creará la piel. La piel será de tipo shell y se diseñará mediante una extrusión dándole la altura de nuestra estructura. El espesor se le asignará automáticamente al asignarle el material.

- Módulo property

Diferenciaremos entre estructura y piel, por tanto, habrá que crear dos materiales.

Para la estructura crearemos uno con la densidad del material, tipo isótropo con $E=E_1$ y coeficiente de Poisson 0.28 (Tabla 2.1). La sección será de tipo homogénea.

Para la piel, crearemos uno de tipo lámina con los datos de la tabla 2.1. Haremos que la dirección 1 de referencia coincida con el eje axial y rellenaremos la tabla con los datos de nuestro laminado explicado anteriormente.

		Ply Name	Region	Material	Thickness	CSYS	Rotation Angle	Integration Points
1	✓	Ply-1	(Picked)	Material-2	0.2	<Layup>	0	3
2	✓	Ply-2	(Picked)	Material-2	0.2	<Layup>	45	3
3	✓	Ply-3	(Picked)	Material-2	0.2	<Layup>	-45	3
4	✓	Ply-4	(Picked)	Material-2	0.2	<Layup>	90	3
5	✓	Ply-5	(Picked)	Material-2	0.2	<Layup>	90	3
6	✓	Ply-6	(Picked)	Material-2	0.2	<Layup>	-45	3
7	✓	Ply-7	(Picked)	Material-2	0.2	<Layup>	45	3
8	✓	Ply-8	(Picked)	Material-2	0.2	<Layup>	0	3

Tabla 3.1 Laminado en Abaqus

- Módulo assembly

Lo único que se hará en este apartado será añadir la estructura, en el caso de que tenga piel, se añadirán las dos y se pondrán concéntricas y a la misma altura.

- Módulo step

Se seleccionará el tipo de estudio que se hará sobre la estructura. En este proyecto se utilizarán el estudio de tensiones (Static, General) y el de pandeo (Buckle).

- Módulo interaction

Este módulo se utiliza para especificarle al programa las distintas interacciones que existen entre las partes y caras de nuestro assembly.

Debido al proceso de diseño en el que la estructura se flexiona 360 grados, debemos especificar en la unión de esas dos caras que están unidas. Esto lo haremos utilizando las restricciones de tipo “tie”. Esta restricción nos permite unir dos superficies separadas para que no exista movimiento relativo entre ellas y se comporten como una única superficie.

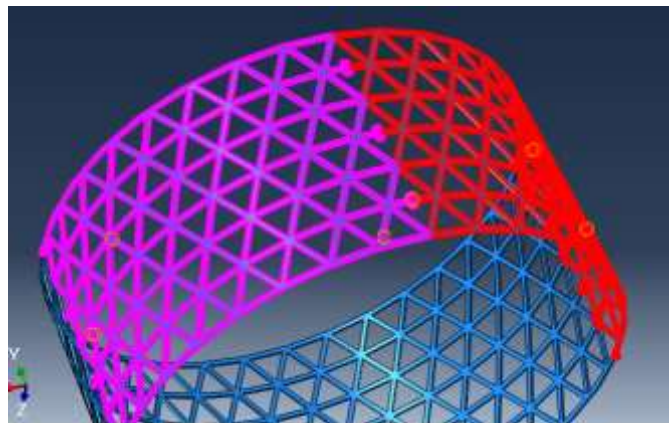


Fig 3.1 Restricciones tie en la estructura

Para los diseños con piel se hará lo mismo, utilizaremos la restricción tie entre la cara exterior de la estructura y la interior de la piel.

- Módulo load

Aquí especificaremos las cargas aplicadas sobre el modelo y sus condiciones de contorno.

Para poder hacer una comparación realista de los diferentes modelos todos estarán sujetos a las mismas condiciones y cargas. Se aplicará una presión equivalente a 10KN sobre la cara superior, para ello, dividiremos estos 10KN entre el área de la cara superior de cada modelo que obtendremos directamente de SolidWorks.

En cuanto a las condiciones de contorno, empotraremos la cara opuesta a la que se aplica la carga. Además, con el fin de que no se deforme de manera poco representativa, en la cara donde se aplica la presión solo se permitirá el movimiento en dirección axial.

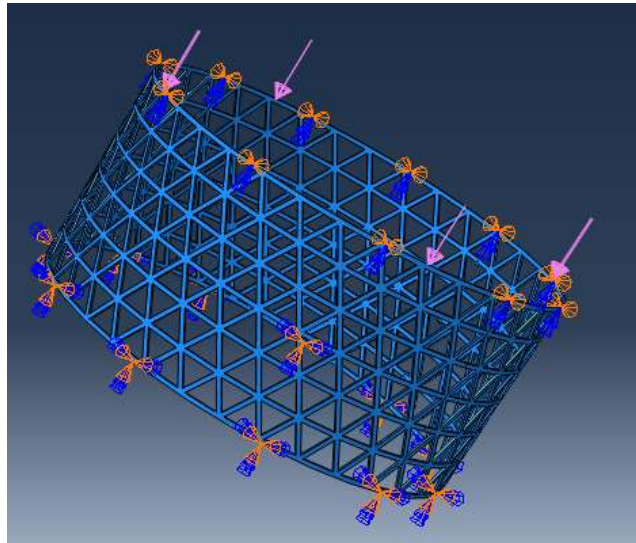


Fig 3.2 Cargas y condiciones de contorno

Para los modelos con piel, sólo variará la restricción de movimiento en la cara donde se aplica la presión. Esta condición se aplicará al borde de la piel y no al borde de la estructura.

- Módulo mesh

Las restricciones tipo tie nos permiten que dos elementos unidos por estas interacciones tengan mallas distintas, por ello, mallaremos la estructura y la piel de forma distinta con el fin de obtener resultados más precisos.

Para la estructura se usarán elementos tetraédricos (C3D10), se adaptan bien y además Abaqus te genera la malla de forma automática.

Mientras que, para la piel, se utilizarán elementos cuadráticos. Es importante que estos elementos no sean demasiado grandes debido a que al aplicar la restricción tie, se crean unos elementos que unen las partes y si son demasiado grandes, los resultados de la simulación pueden ser erróneos.

- Módulo job

Por último, en este apartado se procederá a simular el problema que posteriormente, se visualizará en el módulo visualization.

4 RESULTADOS

En este capítulo se analizarán los resultados de las simulaciones y se compararán los distintos modelos.

4.1 Resultados de los primeros modelos

El primer estudio que se hizo sobre los diseños iniciales fue el pandeo debido a que es el modo de falla más común y crítico en estas estructuras con gran carga axial. Para este estudio, especificaremos a Abaqus que nos calcule el primer autovalor, es decir, nos calculará el autovalor con el que comienza a pandear la estructura. Si se multiplica el autovalor obtenido por la carga aplicada, obtendremos la carga a la que comienza a pandear el modelo. Por tanto, el objetivo para que una estructura no pandeé será que el autovalor sea igual o mayor que 1.

Por otro lado, se hará un estudio estático para obtener las tensiones y donde se localizan.

Como se comentó anteriormente, analizaremos los resultados diferenciando el parámetro variado.

4.1.1 Modelos con distinto espesor de costilla (b)

Analizaremos como afecta la variación de b al pandeo global de la estructura y a las tensiones manteniendo constantes el lado del triángulo ($l=242\text{mm}$) y la altura de las costillas ($h=25\text{mm}$). En la siguiente tabla se muestran los resultados obtenidos de los dos estudios realizados (tensiones y pandeo).

	Diseño 1	Diseño 2	Diseño 3
b(mm)	10	20	30
Autovalor	0,389	2,213	2,95
Máx. Principal (Gpa)	1,05	0,687	0,396
Mín.Principal (Gpa)	1,75	0,937	0,67
Peso (Kg)	29,2	54,7	81,9

Tabla 4.1 Resultados obtenidos para la variación de b

Primero, analizamos el pandeo:

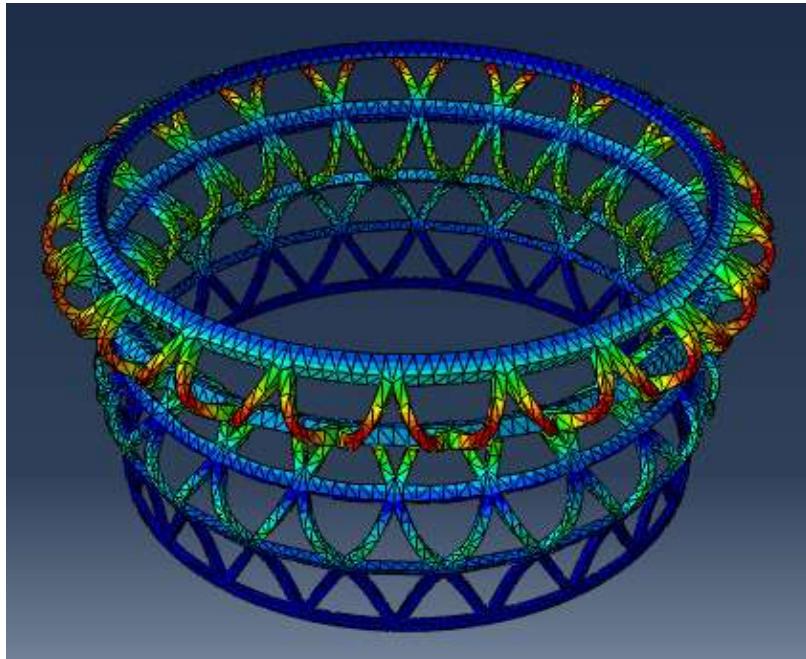


Fig 4.1 Pandeo en el diseño 3

Como vemos (Fig 4.1) el pandeo se produce en las costillas helicoidales que son las encargadas de soportar la mayor parte de los esfuerzos. Cabe destacar, que para todos los modelos sin piel el modo de pandeo es igual, lo que varía es el autovalor.

En la siguiente tabla se puede ver como aumenta el autovalor en función del aumento de b :

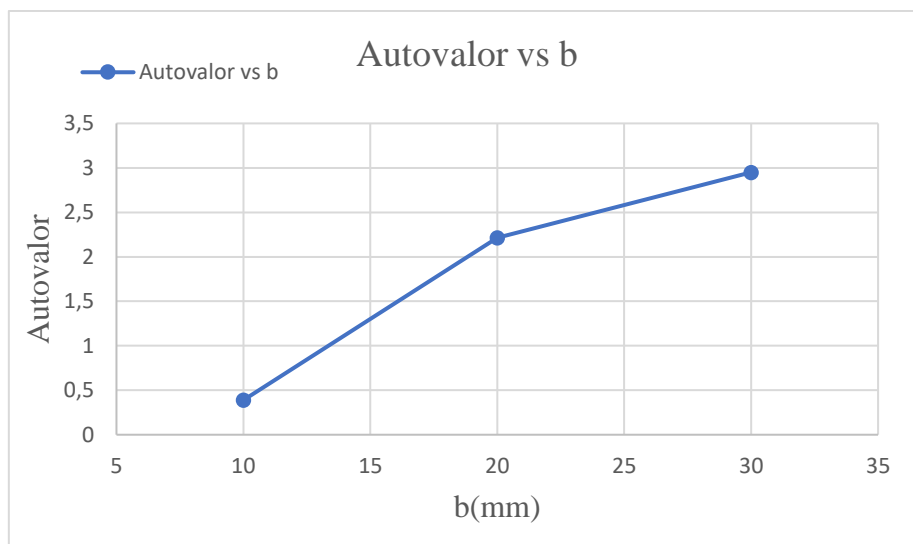


Fig 4.2 Gráfica del autovalor vs b

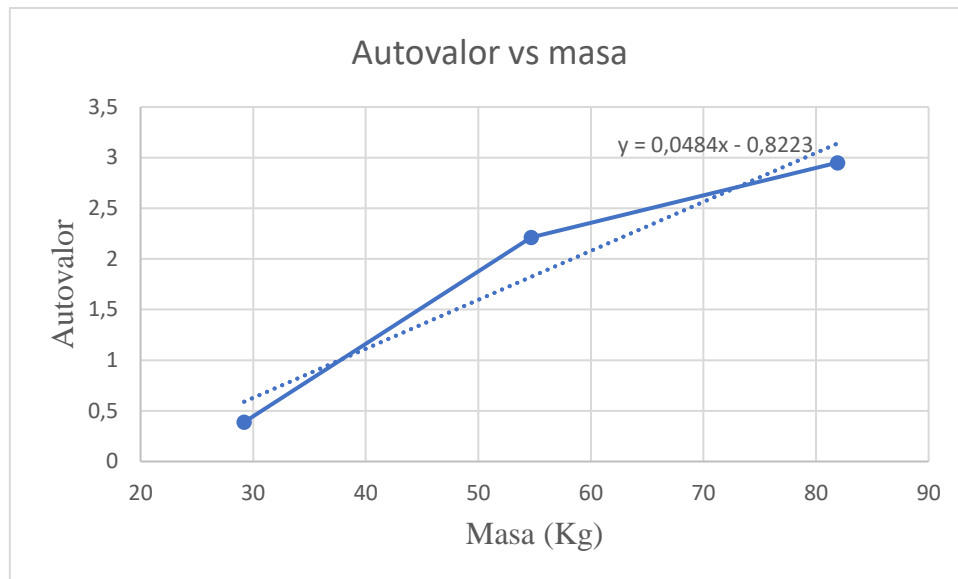


Fig 4.3 Gráfica del autovalor vs masa (variando b)

Como vemos (Fig 4.3), a partir de un valor de b de 20mm el autovalor empieza a aumentar de forma menos significativa mientras que la masa sigue aumentando, es decir, no es recomendable aumentar más b.

Ahora, analizamos las tensiones:

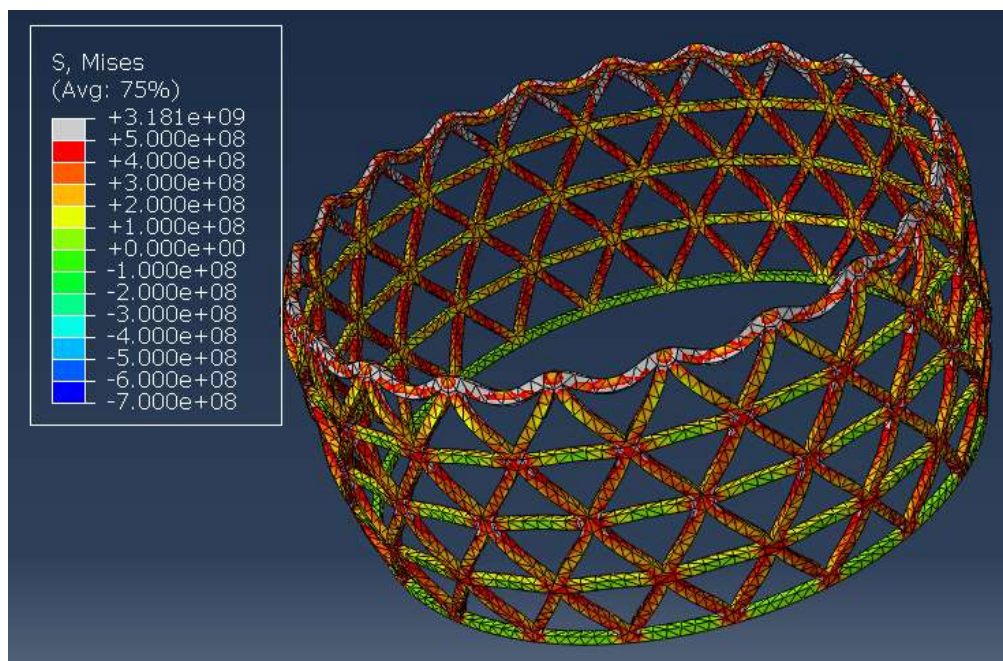


Fig 4.4 Tensiones en el diseño 3

Como se puede apreciar (Fig 4.4), las tensiones más críticas se localizan a la altura de la primera costilla circunferencial. Esto se debe a las condiciones de contorno y a la manera

en la que la carga está aplicada, por tanto, no es representativo y analizaremos las tensiones a partir de la segunda costilla circunferencial. Esto ocurrirá para todos los diseños. Además, diferenciaremos y veremos donde se localizan las tensiones de tracción y las de compresión.

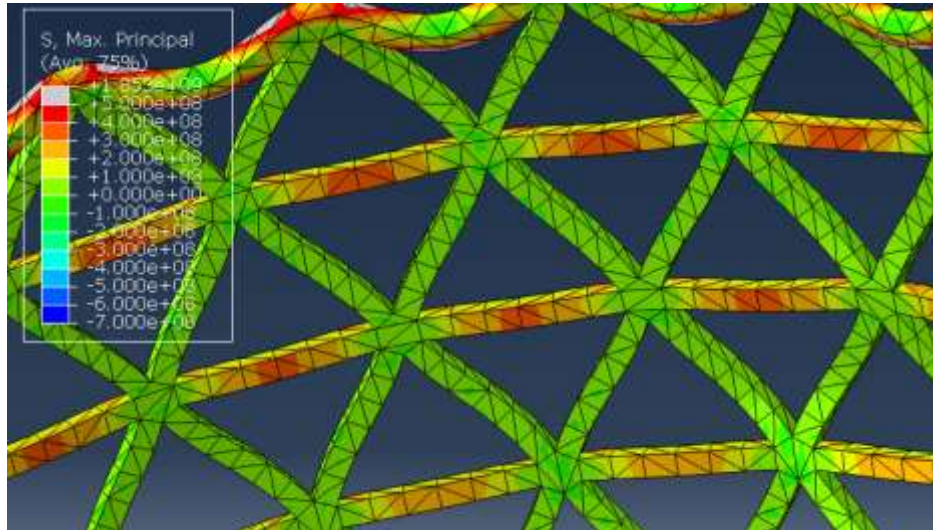


Fig 4.5 Tensiones máximas en diseño 3 (de tracción)

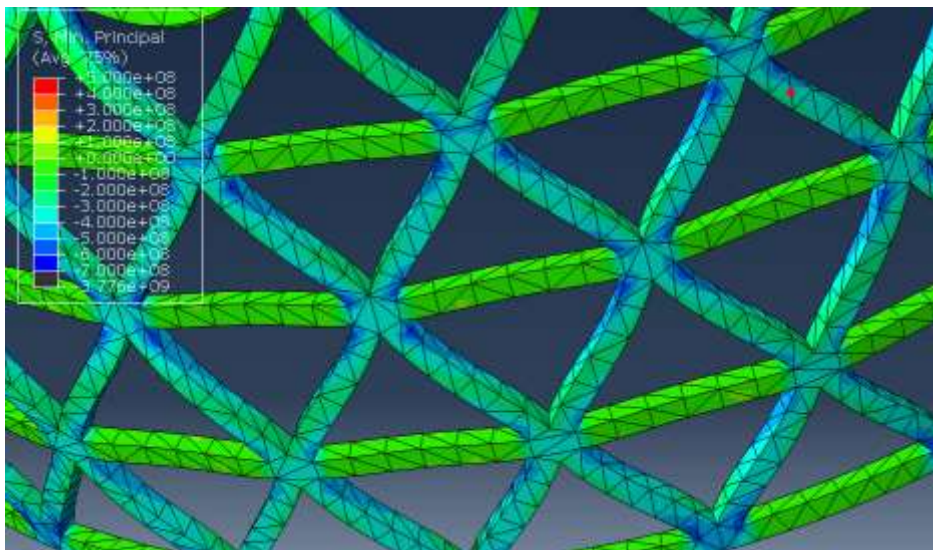


Fig 4.6 Tensiones mínimas en diseño 3 (de compresión)

Una vez tomadas las tensiones a partir de la segunda costilla circunferencial podemos observar en los datos de la tabla (tabla 4.1) que las tensiones se van reduciendo de forma más en menos constante a medida que aumenta b.

Para todos los diseños de este proyecto, las tensiones de tracción (Fig 4.5) se localizan en las costillas circunferenciales, en el centro del lado de los triángulos (zonas naranjas). En

contraposición, las tensiones de compresión (Fig 4.5) más críticas se localizarán en las costillas helicoidales, cerca de los nudos (zonas azules).

Debido a la carga de compresión aplicada, las tensiones de compresión son mayores que las de tracción.

Por último, otro punto importante a tener en cuenta, son las tensiones admisibles del material (tabla 2.1). Al igual que para el pandeo, la estructura con un espesor de costilla menor ($b=10\text{mm}$) también falla debido a las tensiones, ya que se supera la máxima admisible del material a compresión (tabla 4.1)

4.1.2 Modelos con diferente lado del triángulo (l)

Ahora, manteniendo constantes la altura de las costillas ($h=25\text{mm}$) y su espesor ($b=20\text{mm}$) variaremos el lado del triángulo (l). En la siguiente tabla aparecen los distintos datos de pandeo y tensiones de los modelos.

	Diseño 4	Diseño 2	Diseño 5
$l(\text{mm})$	150	242	350
Autovalor	4,6857	2,213	0,85996
Máx. Principal (Gpa)	0,2917	0,687	1,75
Mín.Principal (Gpa)	0,54	0,937	1,75
Peso (Kg)	79,4	54,7	43,5

Tabla 4.2 Resultados obtenidos para la variación de l

El modo de pandeo es el mismo que en los modelos anteriores (Fig 4.1), pero los resultados obtenidos muy distintos.

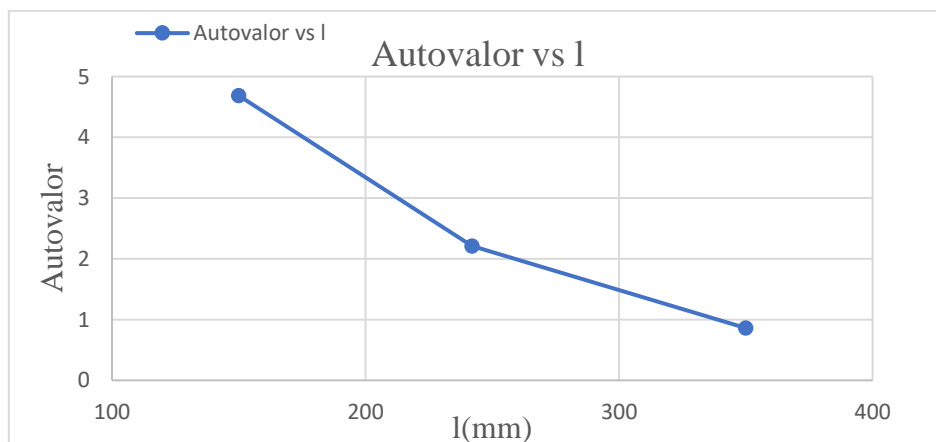


Fig 4.7 Gráfica del autovalor vs l

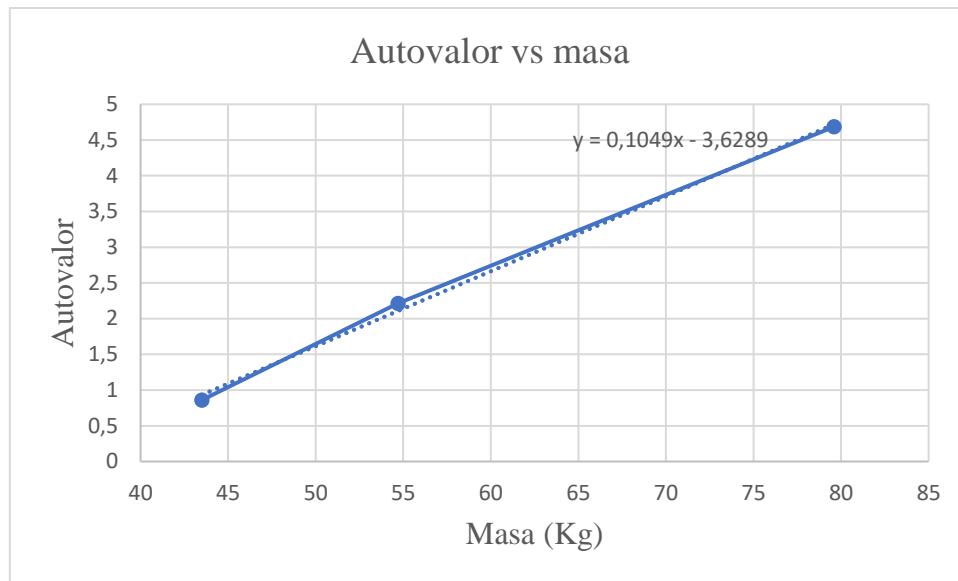


Fig 4.8 Gráfica del autovalor vs masa (variando l)

A diferencia de lo que ocurría con b , ahora la masa aumenta cuando se reduce l . Esto se debe a que al reducir l aumenta el número de costillas helicoidales y circunferenciales. Como consecuencia, al aumentar el número de costillas también aumenta el autovalor. Otro punto a tener en cuenta es la pendiente de la gráfica (Fig 4.9). La pendiente es mayor que en caso anterior (Fig 4.3), lo que significa, que al variar este parámetro para los mismos aumentos de masa estamos consiguiendo autovalores más altos.

Para las tensiones, también vemos que al reducir l (y por tanto aumentar el número de costillas) las tensiones se ven reducidas de manera significativa. Mientras que, para la estructura con mayor l , al haber un menor número de costillas que soporten la fuerza, la tensión a compresión es mayor que la admisible y la de tracción es igual, por tanto, el material fallaría.

4.1.3 Modelos con distinta altura de las costillas (h)

Este será el último parámetro que se variará antes de introducir la piel y buscar una estructura optimizada. En este caso, las constantes son el lado del triángulo ($l=242\text{mm}$) y el espesor de las costillas ($b=20\text{mm}$). A continuación, se presenta la tabla 4.3 donde se reflejan los resultados de las simulaciones.

	Diseño 6	Diseño 7	Diseño 2	Diseño 8
h(mm)	5	15	25	35
Autovalor	2,89E-02	0,54828	2,2129	3,267
Máy. Principal (Gpa)	9	1,3	0,6875	0,4
Mín.Principal (Gpa)	7,5	1,7	0,9375	0,68
Peso (Kg)	11,3	34,1	54,7	80,4

Tabla 4.3 Resultados obtenidos para la variación de h

Como ya se ha comentado, el modo de pandeo es el mismo para todos (Fig 4.1). A continuación, vemos cómo influye la variación de h .

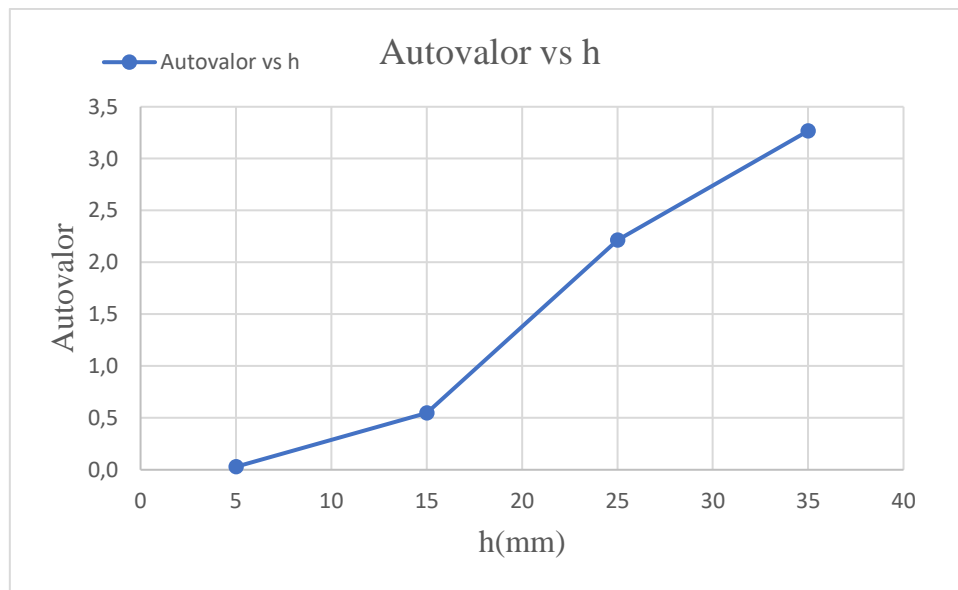


Fig 4.9 Gráfica del autovalor vs h

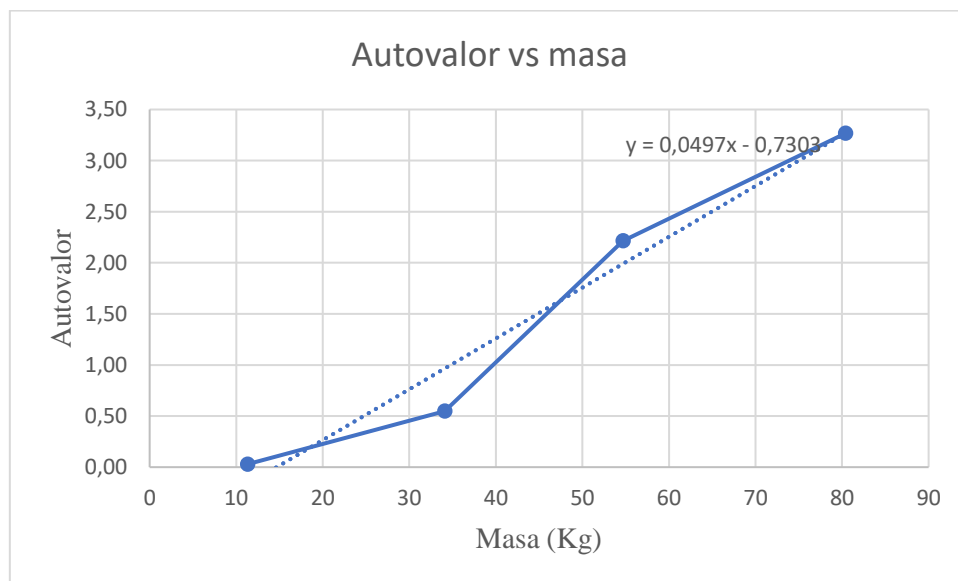


Fig 4.10 Gráfica del autovalor vs masa (variando h)

Podemos ver (Fig 4.9) que para valores de entre 15 y 25 milímetros la variación del autovalor. Aun así, se aprecia (Fig 4.10) que la variación del autovalor en función de la masa (pendiente de la recta) no es tan alta como para la variación del parámetro l .

En cuanto a las tensiones, observamos (tabla 4.3) que, para valores muy bajos de h , las tensiones se disparan superando los valores máximos admisibles de material, y para valores más altos, a pesar de aumentar bastante el peso, las tensiones no se llegan a reducir de la misma manera que cuando variábamos l .

4.1.4 Modelos con piel

Una vez estudiados los distintos parámetros por separado, incluiremos a todos los modelos anteriores la piel con el fin de entender el papel que juega en función de la geometría. Como se comentó anteriormente, tendrá 1.6mm de espesor y será cuasi-isótropa.

Todos los diseños se estudiarán a pandeo, pero debido al elevado número de simulaciones a lo largo del trabajo, solo para el diseño 2 (común a todos los diseños) y para el 4 (autovalor con piel más alto que el resto de las estructuras) se estudiarán las tensiones. En la siguiente tabla, aparecen los resultados obtenidos, contrastados con los obtenidos anteriormente sin piel.

Variación de b					
	b(mm)	Autovalores		Masa (Kg)	
		Con piel	Sin piel	Con piel	Sin piel
Diseño 1	10	0,191	0,389	42,3	29,2
Diseño 2	20	0,338	2,213	70,67	54,7
Diseño 3	30	0,295	2,95	99,07	81,9
Variación de l					
	l(mm)	Autovalores		Masa (Kg)	
		Con piel	Sin piel	Con piel	Sin piel
Diseño 4	150	0,89	4,6857	97,1	79,4
Diseño 2	242	0,338	2,213	70,67	54,7
Diseño 5	350	0,158	0,856	59,55	43,5
Variación de h					
	h(mm)	Autovalores		Masa (Kg)	
		Con piel	Sin piel	Con piel	Sin piel
Diseño 6	5	0,152	0,029	27,12	11,3
Diseño 7	15	0,346	0,548	50	34,1
Diseño 2	25	0,338	2,213	70,67	54,7
Diseño 8	35	0,32	3,267	96,6	80,4

Tabla 4.4 Comparación de autovalores y masas al introducir la piel

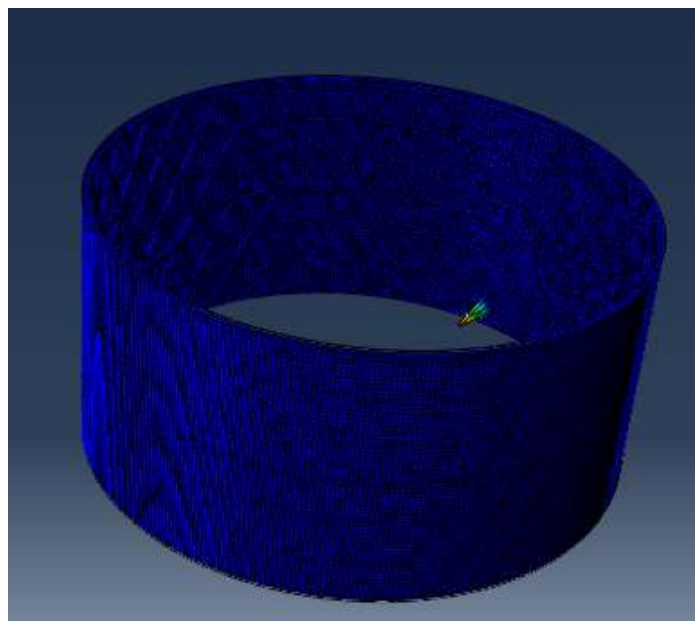


Fig 4.11 Pandeo en el modelo 4 con piel

Al comprobar los autovalores (tabla 4.4), excepto para el diseño 6, observamos que las estructuras con piel pandean antes que sin ella. La explicación se encuentra en la figura 4.11, donde se ve que se produce un pandeo local en la piel. A pesar de ello, podemos afirmar que el isogrid seguirá trabajando después de pandear la piel ya que sus autovalores son mucho más altos.

Aparte de la reducción del autovalor, vemos que con la piel se produce un importante aumento de peso sin mejorar nada la resistencia. Por lo que, para nuestro modelo optimizado, habrá que tener esto en cuenta y buscar una estructura en la que la piel trabaje mejor y aporte algo de resistencia.

Por otra parte, se ve que tanto las variaciones de b como las de h no afectan de manera significativa al pandeo de la piel. Analizando las estructuras en las que se varía l y al igual que ocurría cuando no había piel, al reducir el lado del triángulo el autovalor mejora de manera importante, en este caso, hasta un valor cercano a la unidad.

Otro dato importante que destacar es que sólo para una estructura en la que la resistencia a pandeo es muy pequeña, como es el caso del modelo 6, la piel mejora el comportamiento y aumenta la resistencia.

Para profundizar más y entender mejor lo que ocurre, ahora nos fijaremos en las tensiones.

	Tensiones			
	Con piel		Sin piel	
	Máxima	Mínima	Máxima	Mínima
Diseño 2	0,428 Gpa	1,066GPa	0,687GPa	0,937 Gpa
Diseño 4	0,225 Gpa	0,7GPa	0,29GPa	0,54GPa

Tabla4.5 Comparación de tensiones con piel y sin piel

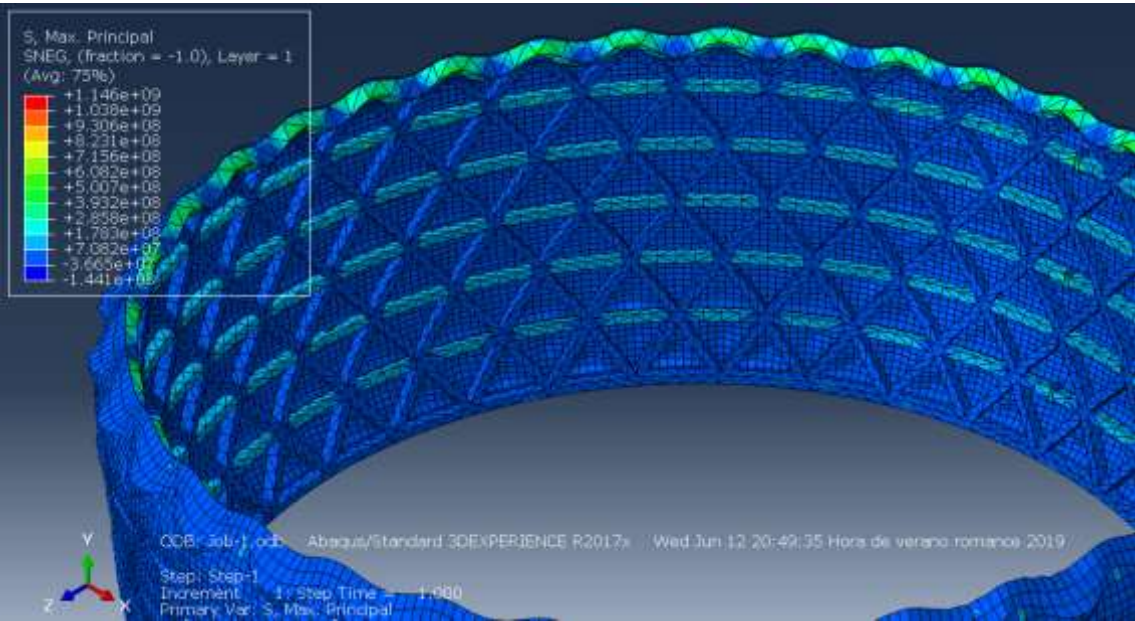


Fig 4.12 Tensiones máximas en el modelo 4 con piel

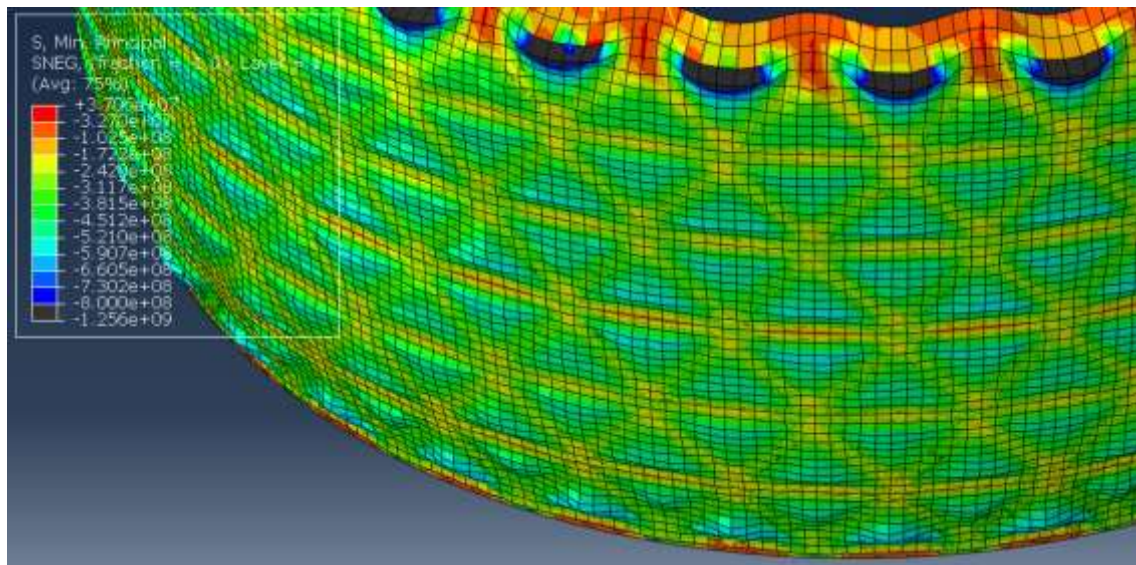


Fig 4.13 Tensiones mínimas en el modelo 4 con piel

Tomando la hipótesis de obviar las tensiones en la parte superior y analizándolas a partir de la segunda costilla circunferencial, las tensiones de tracción se siguen localizando en dichas costillas, en el centro del lado de los triángulos. Sin embargo, la localización de las tensiones de compresión varía (Fig 4.13), se sitúan en la piel, en el centro de los triángulos de isogrid (zonas azules). Además, basándonos en los datos de la tabla 4.5, sabemos que las tensiones de tracción se reducen al introducir la piel, mientras que las de compresión, aumentan y cambian la localización. Esto explicaría, porque se reduce el autovalor de la estructura global en la mayoría de los modelos y porque pandea la piel en el centro de los triángulos. También observamos, que la piel se comporta mejor para un isogrid con una longitud del lado del triángulo menor ya que se reducen las tensiones de las zonas críticas considerablemente.

4.2 Modelo optimizado. Resultados

4.2.1 Selección de geometría

Una vez conocida la influencia de las distintas variables sobre el isogrid, incluida la piel, el objetivo es llegar a una estructura (isogrid + piel) con un autovalor cercano a uno y que, además pese lo menos posible.

Para llegar a la estructura final, iremos variable por variable viendo cómo afecta al isogrid con piel y sin ella.

- Variable b :

Desde el punto de vista del isogrid, sin tener en cuenta la piel, comprobamos que, entre 10 y 20 milímetros, el autovalor aumenta notablemente. Sin embargo, entre 20 y 30 mm la resistencia a pandeo varía mucho menos y la variación de masa es parecida al intervalo anterior (10mm-20mm).

Teniendo en cuenta la piel, para los tres modelos el autovalor es muy similar y, además, está por debajo del autovalor obtenido sin piel en los tres casos. Se puede decir que la variación de b no es muy significativa para el funcionamiento de la piel.

Debido a estos factores, nuestro isogrid optimizado tendrá una $b=20\text{mm}$.

- Variable l :

Como hemos visto a lo largo de los distintos resultados, la reducción de esta variable es indispensable para el buen comportamiento de una estructura isogrid. Al reducirlo, se consigue un autovalor muy elevado y unas tensiones reducidas en comparación con las obtenidas al variar las otras variables, consiguiendo estructuras de un peso similar.

Al reducir l , también se consiguen reducir las tensiones generadas en la piel aumentando así la resistencia a pandeo.

Por tanto, para nuestra optimización utilizaremos $l=150\text{mm}$.

- Variable h :

Se puede apreciar que al aumentar h en intervalos de 10mm las variaciones de masa son muy similares. Para el intervalo de h de entre 15 y 25 milímetros se produce el mayor incremento de autovalor, pero a diferencia de lo que ocurría variando b , este aumento de autovalores también es más constante tanto para h menores que 15 como mayores que 25 milímetros.

Para el comportamiento de la piel, destacaremos el primer intervalo de h (5mm-15mm). Para una $h=5\text{mm}$ comprobamos que la resistencia a pandeo con piel es mayor que sin piel, a diferencia de lo que ocurría en el resto de los casos, Y para $h=15\text{mm}$ los autovalores con piel y sin piel están muy próximos, aunque es mayor cuando no tiene piel. Por tanto, habrá un punto intermedio en el que la piel y el isogrid tengan una resistencia a pandeo muy parecida.

Como hemos visto, cuanto menor es h , mejor funciona la piel. Sin embargo, la estructura es muy débil. Como consecuencia, no seleccionaremos $h=5\text{mm}$ para optimizar nuestro isogrid, sino un valor medio entre 5mm y 15mm que será $h=10\text{mm}$.

En resumen, este será el valor de las variables de nuestro isogrid optimizado:

- $b=20\text{mm}$
- $l=150\text{mm}$
- $h=10\text{mm}$



Una vez seleccionadas nuestras variables, obtendremos el espesor necesario de la piel y posteriormente, la orientación óptima del laminado de la piel.

4.2.2 Resultados

Los primeros datos obtenidos serán los autovalores del isogrid sin piel y con una piel de 1.6mm , 2mm , 2.4mm , 3.2mm , 4mm y 5.6mm (siempre con el mismo orden de apilamiento $[0/45/-45/90]_s$). Así, la piel de 1.6mm podremos comprobar si la piel funciona bien en esta estructura y además seleccionar un espesor óptimo.

Es importante recordar, que los 0° coinciden con la dirección de la carga aplicada.

	Autovalor	Peso (Kg)
Sin piel	0,555	31,88
Piel de 1,6mm	0,572	47,6
Piel de 2mm	0,903	50,59
Piel de 2,4mm	1,31	53,5
Piel de 3,2mm	1,65	60,6
Piel de 4mm	1,895	67,8
Piel 5,6mm	2,421	82,2

Tabla 4.6 Resultados de la estructura optimizada

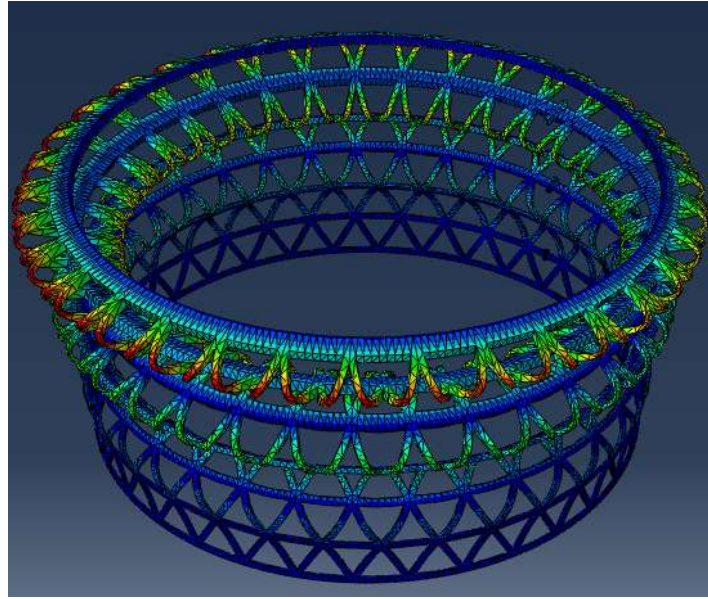


Fig 4.14 Pandeo en isogrid optimizado sin piel

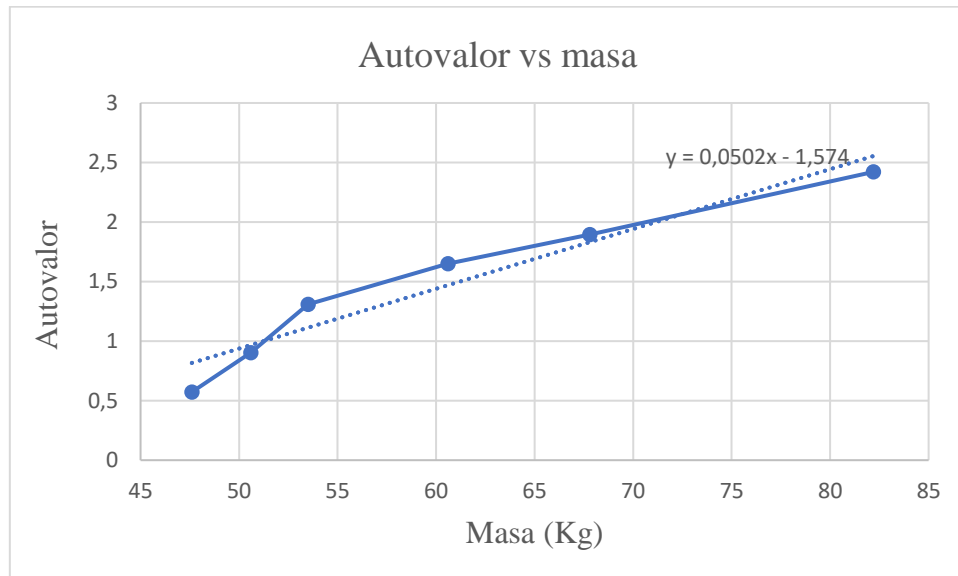


Fig 4.15 Gráfica del autovalor vs masa (variando el espesor de la piel)

Como se puede ver en la tabla 4.6, con esta estructura hemos conseguido que al introducir la piel de 1.6mm, sin tener un autovalor excesivamente bajo, el autovalor aumente. Una vez conseguido un mejor funcionamiento de la piel, nos fijamos en su espesor (Fig 4.15).

En la gráfica se puede ver como en las primeras variaciones de espesor, cuando el espesor está entre 1.6mm y 2.4mm la pendiente de la recta es mayor que si seguimos aumentando el espesor. Esto quiere decir que si seguimos aumentando el espesor a partir de 2.4mm, para los mismos aumentos de masa conseguiremos aumentar menos el autovalor y nuestra

estructura no será eficiente. Si además lo comparamos con las otras variables analizadas anteriormente, vemos que la pendiente de 0.05 es muy similar a la pendiente que se obtenía con las variables b y h , y está muy por debajo (la mitad) de la pendiente obtenida con l .

Por ello, no es bueno escoger una piel gruesa. En este caso, el espesor seleccionado será 2.4mm puesto que el de 2mm nos da un autovalor por debajo de 1 y el de 3.2mm aumenta 7Kg el peso de la estructura y solo 0.3 el autovalor.

En comparación con los datos de la tabla 4.4, vemos que las estructuras con piel y con masas alrededor de los 50Kg tienen autovalores del orden de 0.3. Sin embargo, la estructura optimizada tiene un peso de 53Kg y un autovalor de 1.3. Como ya se ha comentado, esta mejora del comportamiento de la masa se debe principalmente a la reducción del lado de los triángulos que, a su vez, provoca una reducción de las tensiones máximas de compresión en la piel.

El siguiente y último paso para la optimización, es conocer la orientación idónea de las capas del laminado de 2.4mm. Para ello, utilizaremos un mismo patrón de apilamiento [0/45/-45/90], pero modificaremos el número de capas en cada orientación sin perder ni el orden de apilamiento ni la simetría.

Se simularán 4 configuraciones distintas. La primera configuración es la que se ha utilizado a lo largo de todo el proyecto, con el mismo número de capas (expresado en porcentajes) en todas las orientaciones [25%/25%/25%/25%]. En la siguiente tabla, se muestran las distintas configuraciones con sus autovalores correspondientes.

	Autovalor
[25%/25%/25%/25%]	1,31
[40%/20%/20%/20%]	1,21
[20%/20%/20%/40%]	1,46
[12,5%/37,5%/37,5%/12,5%]	1,19

Tabla 4.7 Autovalores variando el número de capas de las distintas orientaciones

Fijándonos en la tabla 4.7 observamos que al aumentar el número de láminas con sus fibras orientadas a 90° mejora la resistencia de la estructura a pandeo. Por tanto, esta será la configuración seleccionada.

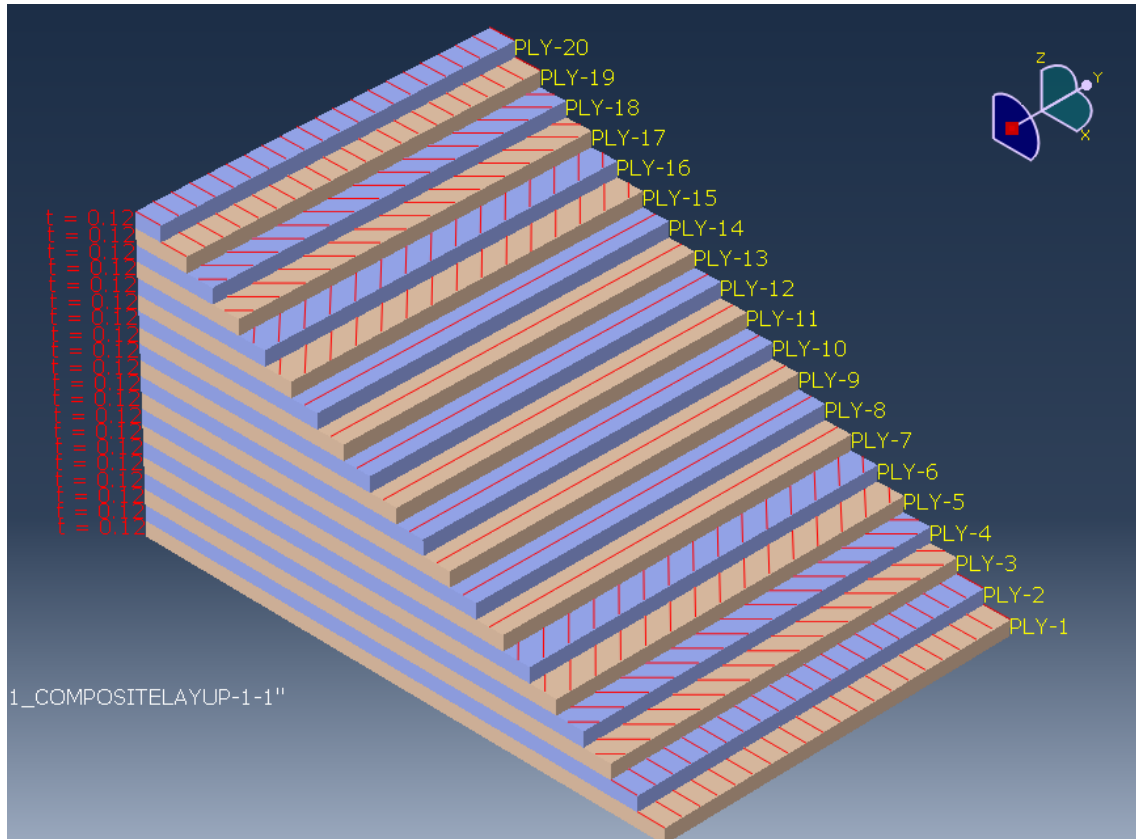


Fig 4.16 Configuración final del laminado de la piel

En la imagen anterior (Fig 4.16) se puede ver la configuración en la que el número de capas orientadas a 90° es mayor. El espesor de cada capa es de 0.12mm y hay un total de 20 capas, de las cuales 8 de ellas (el 40%) están a 90° , que forman los 2.4mm del espesor de la piel. En esta imagen también se puede apreciar el orden de las capas $[0^\circ/45^\circ/-45^\circ/90^\circ]_s$.

Además, en la imagen anterior, se puede apreciar la simetría del laminado utilizado. Como ya se ha comentado y según ecuación general de la teoría clásica de la laminación, en un laminado simétrico la matriz de acoplamiento $[B]$ es 0 (4.1) y, por tanto, quedan desacoplados los comportamientos en el plano (4.3) y a flexión (4.4), dejando un problema mucho más simple.

$$[B]=0 \quad (4.1)$$

$$\begin{Bmatrix} N \\ M \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} A & 0 \\ 0 & D \end{bmatrix} * \begin{Bmatrix} \varepsilon \\ \kappa \end{Bmatrix} \quad (4.2)$$

$$\{N\} = [A] * \{\varepsilon\} \quad (4.3)$$

$$\{M\} = [D] * \{k\} \quad (4.4)$$

A continuación, se muestra una imagen del pandeo de nuestra estructura final con la nueva configuración.

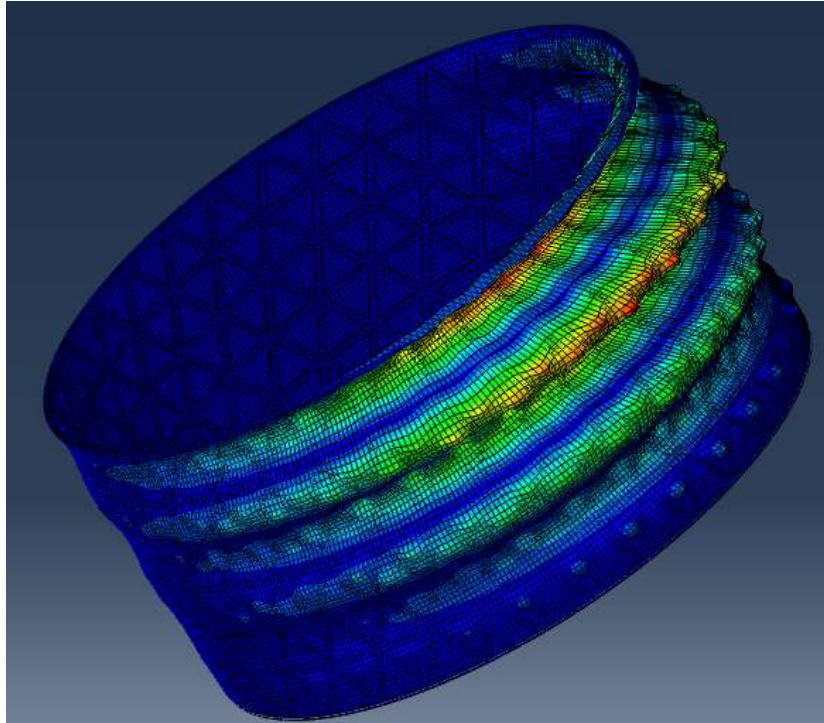


Fig 4.17 Pandeo en la estructura final

Que al aumentar el número de fibras a 90° aumente la resistencia a pandeo se debe, como se ve e la imagen (Fig 4.17), a que las zonas de mayor pandeo están alineadas con las fibras orientadas a 90° y por ello, al aumentar el número de capas con esa orientación, aumenta la rigidez.

Por último, al igual que con el resto de los modelos, se realizó un estudio de las tensiones para asegurar que no se sobrepasaban las máximas admisibles del material obteniendo los siguientes resultados.

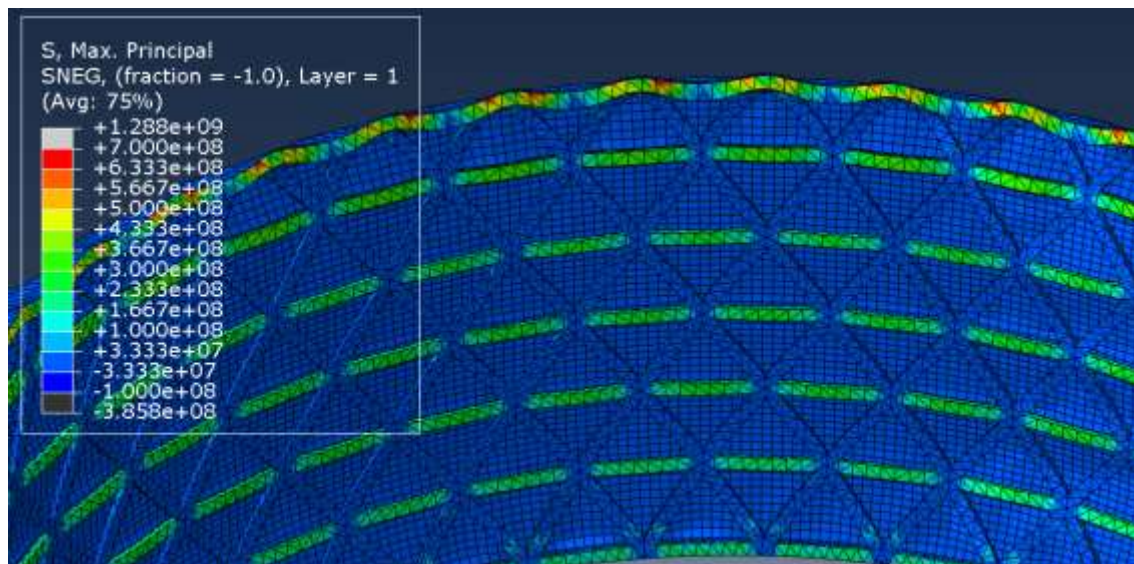


Fig 4.18 Tensiones de tracción en el modelo optimizado

Como se puede apreciar en la imagen (Fig 4.18), las tensiones máximas de tracción (verdes) se siguen localizando en las costillas circunferenciales si obviamos la primera costilla. En este caso, como se ve en la leyenda, estas tensiones máximas están alrededor de 0.43GPa, muy por debajo de la tensión máxima admisible del material a tracción (1.75GPa).

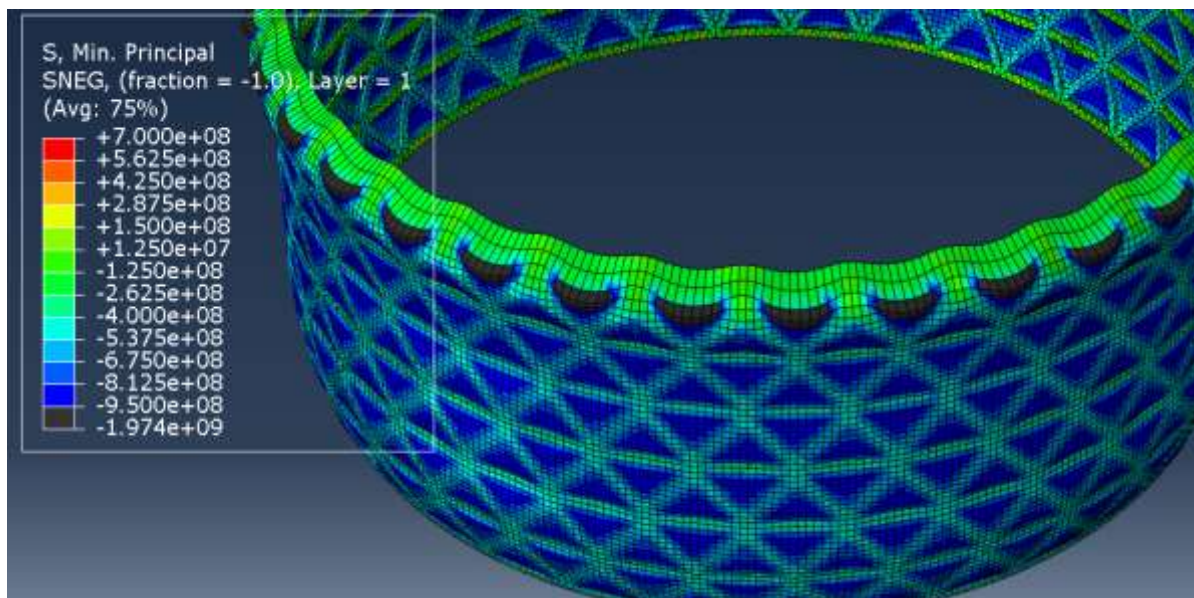


Fig 4.19 Tensiones de compresión en el modelo optimizado

En el caso de las tensiones de compresión, marcadas con azul oscuro, (Fig 4.19) observamos que son más altas que las de tracción y que se localizan en la piel. En la leyenda se puede ver que estas tensiones son de aproximadamente 0.95GPa, es decir,

están por debajo de los 1.3GPa de la tensión máxima admisible a compresión del material. Por tanto, en ningún caso se rebasan las tensiones admitidas por el material.

4.3 Comparación con una estructura ortogrid

Una vez obtenida nuestra estructura isogrid optimizada, la compararemos con una estructura ortogrid a pandeo y también compararemos sus tensiones. Como se comentó anteriormente, esta estructura ortogrid, ha sido diseñada de manera que su peso y dimensiones sean lo más parecidos posible a la isogrid. Primero analizaremos el pandeo.

	Autovalor		Peso (Kg)	
	Con piel	Sin piel	Con piel	Sin piel
Isogrid	1,46	0,555	53,5	31,88
Ortogrid	1,29	0,256	54	30,9

Tabla 4.8 Comparación de autovalores entre isogrid y ortogrid

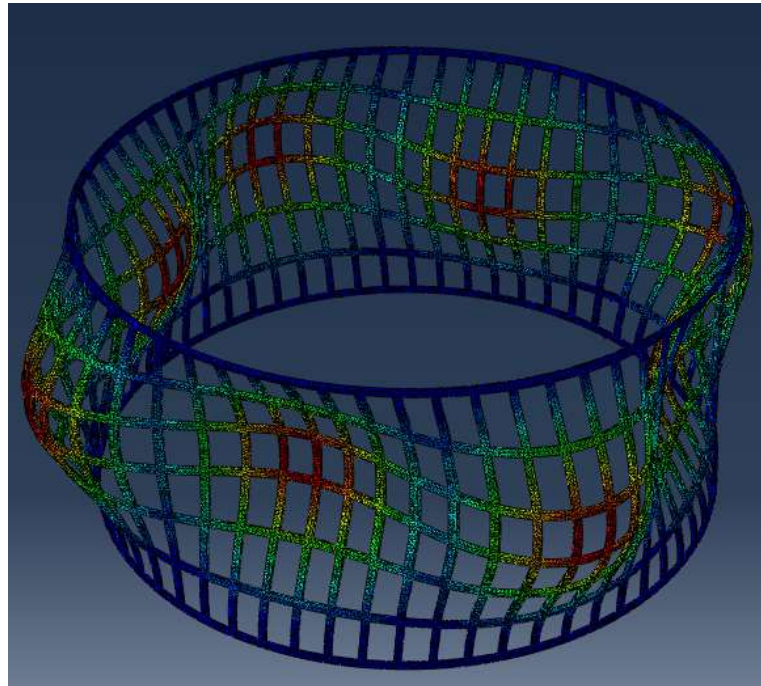


Fig 4.20 Pandeo de ortogrid sin piel

Observando la tabla 4.8, comprobamos que la resistencia a pandeo del ortogrid, es la mitad que la del isogrid. Además, a diferencia del isogrid, donde el pandeo se produce a lo largo de todo el perímetro de la estructura, en el ortogrid se produce en zonas más localizadas (Fig 4.20).

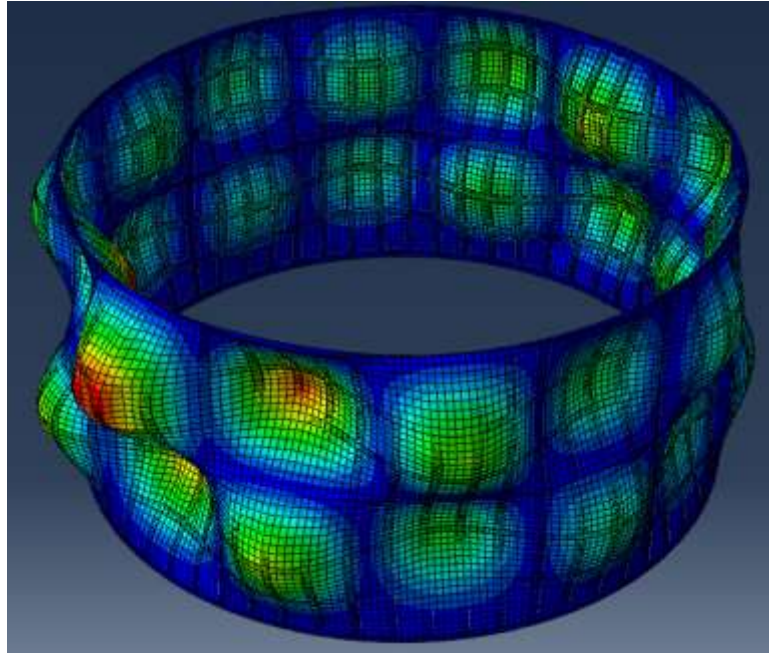


Fig 4.21 Pandeo en ortogrid con piel

Al introducir la piel, la resistencia a pandeo de la estructura aumenta considerablemente, aunque sigue estando por debajo del isogrid. Otro efecto que se observa es que hay un aumento de las zonas donde se produce el pandeo, lo que puede indicar que, gracias a la piel, las tensiones están más repartidas. Para entender mejor el comportamiento de esta estructura, a continuación, analizaremos sus tensiones.

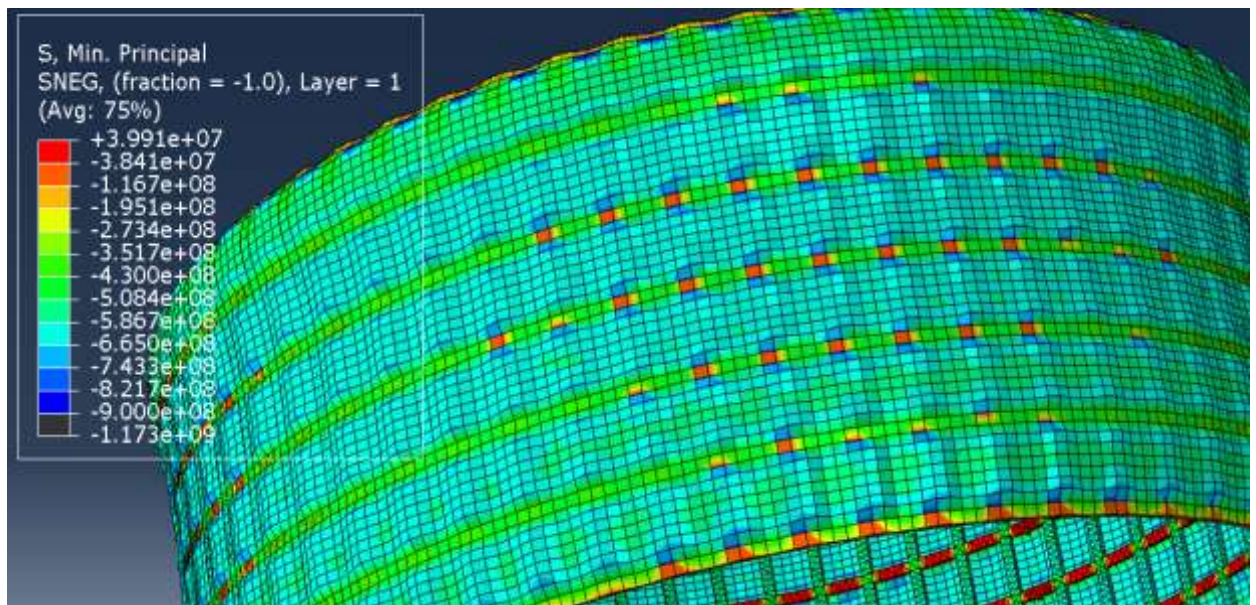


Fig 4.22 Tensiones de compresión en ortogrid

Como se muestra en la figura 4.22 las tensiones de compresión aparecen en la piel, en la unión con los nudos del ortogrid. Cabe destacar, que a diferencia de lo que ocurría con el isogrid, estas tensiones máximas de compresión (zonas azules) aparecen en zonas locales y no por toda la estructura. Por tanto, al tener un peor reparto de tensiones la resistencia a pandeo es peor, ya que hay zonas de grandes concentraciones de tensiones.

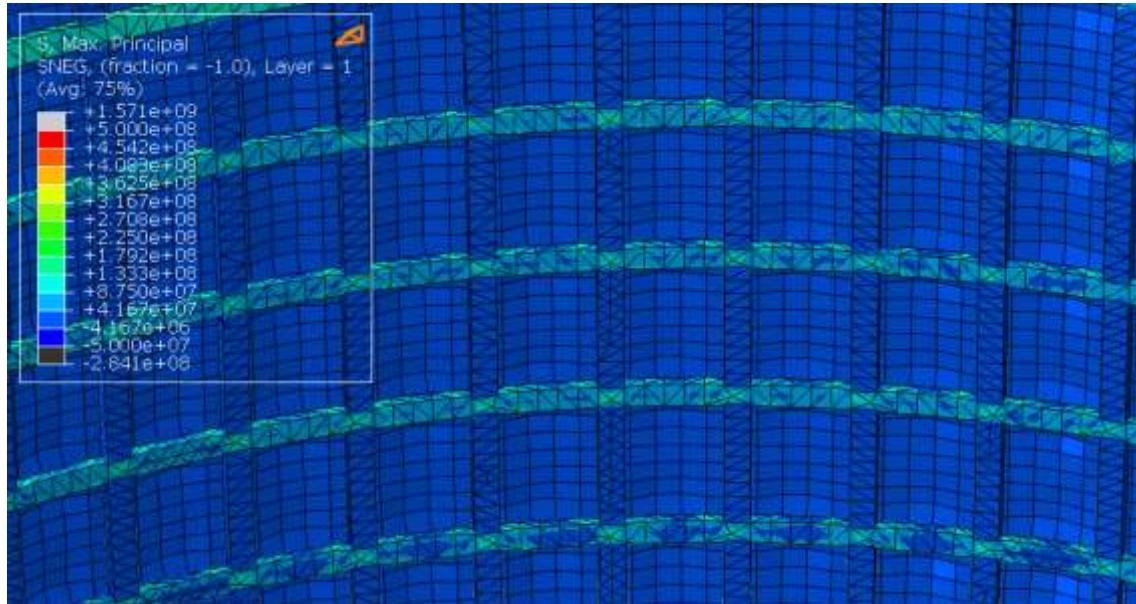


Fig 4.23 Tensiones de tracción en la estructura ortogrid.

Al igual que en el isogrid, las tensiones de tracción en el ortogrid se sitúan en las costillas circunferenciales. Sin embargo, ahora no están centradas en el lado de los rectángulos, sino que están desplazadas hacia los nudos (Fig 4.23).

Cabe destacar que ni las tensiones de tracción ni las de compresión sobrepasan las tensiones máximas admisibles del material.

5 CONCLUSIONES Y TRABAJOS FUTUROS

A lo largo de este proyecto, se han desarrollado y simulado distintas estructuras isogrid con el fin de estudiar sus tensiones y su comportamiento a pandeo (ya que es el modo de falla más común en este tipo de estructuras) y así poder obtener una estructura optimizada.

Además, finalmente se comparó con la estructura más común actualmente en fuselajes, el ortogrid.

Después de todos estos estudios, se ha llegado a las siguientes conclusiones:

- Para aumentar la resistencia de un isogrid, el parámetro más determinante es la longitud del lado de los triángulos. Se ha comprobado que al reducirlo se pueden obtener resistencias a pandeo mucho mayores y pesos iguales o incluso menores que al variar el resto de los parámetros estudiados.

Por otro lado, también ayuda a reducir las tensiones en la piel, aumentando así la resistencia de la piel y del conjunto de la estructura.

- Al analizar todos los datos y compararlos con el resto observamos que la piel aumenta significativamente el peso sin obtener grandes autovalores.

Sin embargo, es muy importante para el fuselaje ya que se encarga de reducir las cargas aerodinámicas creadas durante el vuelo y transmitir las a la estructura interna.

- En cuanto a los materiales compuestos, con su aplicación se pueden obtener estructuras de poco peso con grandes resistencias. Otro punto muy importante a tener en cuenta es que los podemos adaptar a los requerimientos de la estructura.

Es decir, variando las orientaciones de las capas de nuestro material, podemos aumentar la rigidez en las direcciones en las que nuestra estructura esté más solicitada, mejorando así sus propiedades en esas direcciones.

- Por último, se ha comprobado que, bajo una carga de compresión, un ortogrid pandeaba antes que un isogrid. Además, debido a la estructura triangular del isogrid, las tensiones se reparten de mejor manera y no en zonas muy localizadas como en el caso del ortogrid.

Una vez realizado el presente proyecto y conocidos todos sus resultados, existen algunos estudios y aspectos que podrían completarlo y mejorarlo:

- En este caso, solo se ha trabajado con una tensión de compresión en uno de los dos extremos de nuestra sección de fuselaje. Si además se hiciera un estudio aplicando otras fuerzas transversales al eje axial, como las aerodinámicas o las gravitatorias, podríamos conocer cómo se comportan estas estructuras a flexión y obtener más datos que nos ayudarían a obtener mejores estructuras.
- Otro estudio de interés sería analizar y buscar las orientaciones óptimas en la estructura isogrid (sin piel) para mejorar su resistencia a pandeo.
- Un aspecto importante a tener en cuenta, tanto para este proyecto como para otros en los que se estudien los materiales compuestos, es el cálculo de estos materiales. Los métodos de cálculo de estos materiales son menos conocidos y, además, existen discrepancias entre los modelos analíticos. Por todo esto, sería importante implantar un método de resolución único que facilitaría el estudio y el entendimiento de estos materiales.

6 PRESUPUESTO

En este capítulo se calcularán los costes de la realización de este proyecto. Estos costes estarán divididos en costes de recursos humanos y costes del material empleado.

6.1 Costes de recursos humanos

Para este cálculo nos ayudaremos del diagrama de Gantt realizado al principio del proyecto (Fig 1.3) y asumiremos que el tiempo medio dedicado por día será de 4h. Además, nos basaremos en el sueldo medio de un ingeniero recién titulado en España. Este sueldo está entre 1500 y 2000 euros. Por tanto, haciendo la media y aplicándole los impuestos, el salario será de aproximadamente 9€/h. En la siguiente tabla aparecen las distintas actividades y las horas empleadas en cada una de ellas.

	Horas	Coste (€)
Documentación	180	1.620
Primeros diseños	40	360
Aprendizaje de Abaqus	60	540
Simulación de los primeros diseños	100	900
Diseño de estructuras finales	20	180
Simulaciones finales	60	540
Redacción de la memoria	100	900
	Costes totales	5.040

Tabla 6.1 Coste de recursos humanos

6.2 Costes de materiales

Para estos costes, sólo se tendrán en cuenta el precio de las licencias de los programas informáticos empleados y también el precio del ordenador utilizado. Estos costes se presentan en la siguiente tabla.

	Coste (€)
Ordenador Toshiba Satellite S50	890
Licencia SolidWorks Standard	6.600
Licencia Abaqus	21.000
Licencia Windows 10	130
	Total= 28.620

Tabla 6.2 Coste de materiales

6.3 Costes totales

Una vez calculados los diferentes costes del proyecto por separado, tanto los referentes a recursos humanos como los costes de los materiales empleados, los sumaremos y obtendremos los costes totales del proyecto

	Costes (€)
Recursos humanos	5040
Materiales empleados	28620
Costes totales	33660

Tabla 6.3 Costes totales del proyecto

7 Bibliografía

- [1] A.Reche, “Estructuras principales del avión”, International Virtual Aviation Organisation, España, Informe técnico, 2009
- [2] L.M.García-Cuevas González, M.Carreres Talens, A.O.Tiseira Izaguirre, “Arquitectura general de aeronaves”, Universidad Politécnica de Valencia, España, Informe técnico
- [3] A.S.Lal, J.K.Abraham,”Desing of Integregrally Stiffened Shell Structures”, International Research Journal of Engineering and Technology, Vol 4, nº5, pp1059-1062, May 2017.[En línea]. Disponible en: www.irjet.net. Acceso: Mayo de 2019
- [4] McDonnell Douglas As Astronautics Company, *Isogrid Desing Handbook*, NASA, Estados Unidos, Informe técnico, Rev A, 1973
- [5] L.Sorrentino, M.Marchetti, C.Bellini, A.Delfini, M.Albano, “Desing and manufacturing of an isogrid structure in composite material”, Elsevier, Vol 143, pp.189-201. May 2016. [En línea]. Disponible en: www.elsevier.com/locate/compstruct. Acceso: Abril de 2019.
- [6] V.V.Vasiliev, A.F.Razin, “Anisogrid composite lattice structures for spacecraft and aircraft application”, Elsevier, Vol 76, pp.182-189, Jul 2006. [En línea]. Disponible en: www.sciencedirect.com. Acceso: Abril de 2019.
- [7] Universidad Carlos III de Madrid, “Capítulo 7: Teoría Clásica de Laminados”, <http://ocw.uc3m.es/cursos-archivados/elasticidad-y-resistencia-ii/material-de-clase-1/CAPITULO_7.pdf> Acceso: Abril de 2019.
- [8] A.Antony, S.S.Resmi, D.Varkey, “Effect of RIB Orientation in Isogrid Strucutres: Aerospace Applications”, International Journal of Science Technology & Engineering, Vol 3, nº11, pp.319-327. May 2017. [En línea]. Acceso: Mayo de 2019.
- [9] R.M.Jones, *MECHANICS OF COMPOSITE MATERIALS*, Edición 2. Blacksburg: TAYLOR AND FRANCIS,1999
- [10] “Conceptos de los materiales compuestos”. Naval composites. <<https://www.navalcomposites.com/materiales-compuestos/conceptos>>. Acceso: Mayo de 2019

- [11] “Estudio de los materiales compuestos”. Ingemecánica. <<https://ingemecanica.com/tutorialsemanal/tutorialn114.html>>. Acceso: Mayo de 2019
- [12] Universidad Carlos III de Madrid, “Capítulo 1: Introducción a los materiales compuestos” <<http://ocw.uc3m.es/mecanica-de-medios-continuos-y-teoria-de-estructuras/mecanica-de-materiales-compuestos/material-de-clase-1/introduccion>>. Acceso: Abril de 2019
- [13] S.K.García Castillo, “Análisis de laminados de materiales compuestos con precarga en su plano y sometidos a impacto”, Tesis doctoral, Departamento de mecánica de medios continuos y teoría de estructuras, Universidad Carlos III de Madrid, Leganés, España, 2007. [En línea].
- [14] A. Navarro Muedra, “Influencia del ciclo de curado en las características de cizalladura de composites de alto gramaje con resinas vinil-uretano”, Trabajo fin de máster, Departamento de ingeniería mecánica y de materiales, Universidad Politécnica de Valencia, Valencia, España. [En línea]. https://riunet.upv.es/bitstream/handle/10251/29959/07_TESIS.pdf?sequence=1
- [15] “Los compuestos de poliéster y la resina epoxi”, mafiSAN,S.L. <<http://www.mafisanpoliester.es/los-compuestos-de-poliester-y-la-resina-epoxi/>>. Acceso: Mayo de 2019.
- [16] C. Sánchez Pajas, “Selección de un material compuesto de matriz polimérica para la construcción de puentes”, Trabajo fin de grado, Departamento de ingeniería, geología y minería, Escuela Técnica Superior de Ingenieros de Minas y Energía, Madrid, España, 2017. [En línea]. URL: http://oa.upm.es/47366/1/TFG_CAROLINA_SANCHEZ_PAJAS.pdf
- [17] Dassault Simulia, *Abaqus Documentation 6.14*. [En línea].

8 ANEXOS

Anexo A. Pandeo de los modelos

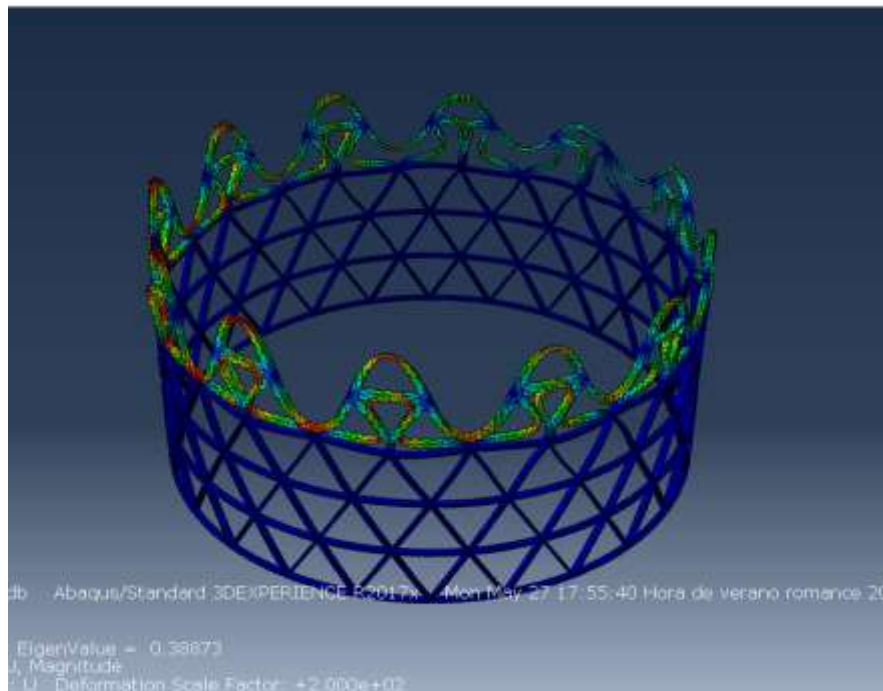


Fig 8.1 Pandeo en diseño 1 sin piel

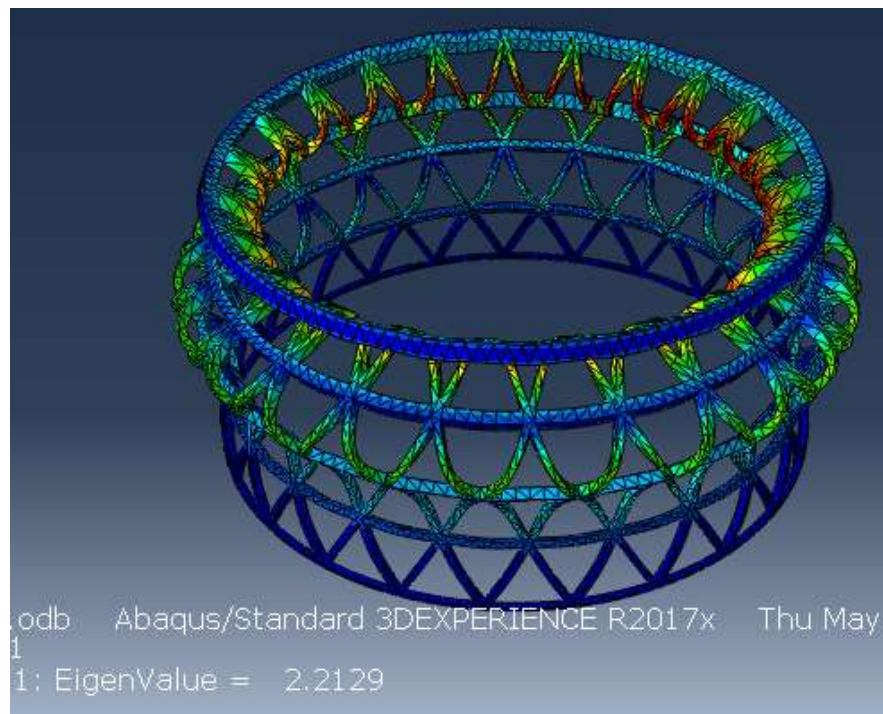


Fig 8.2 Pandeo en diseño 2 sin piel

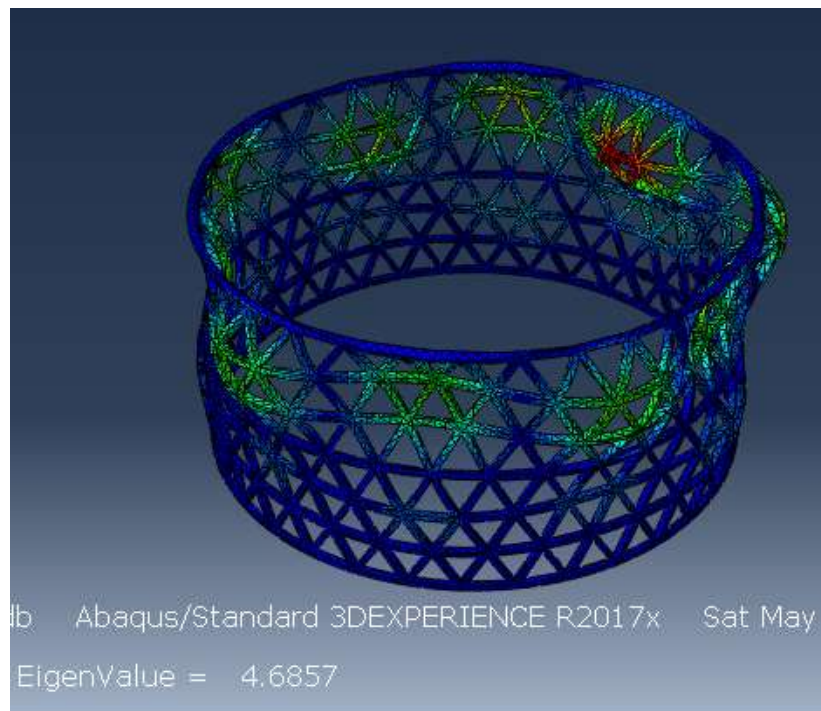


Fig 8.3 Pandeo en diseño 4 sin piel

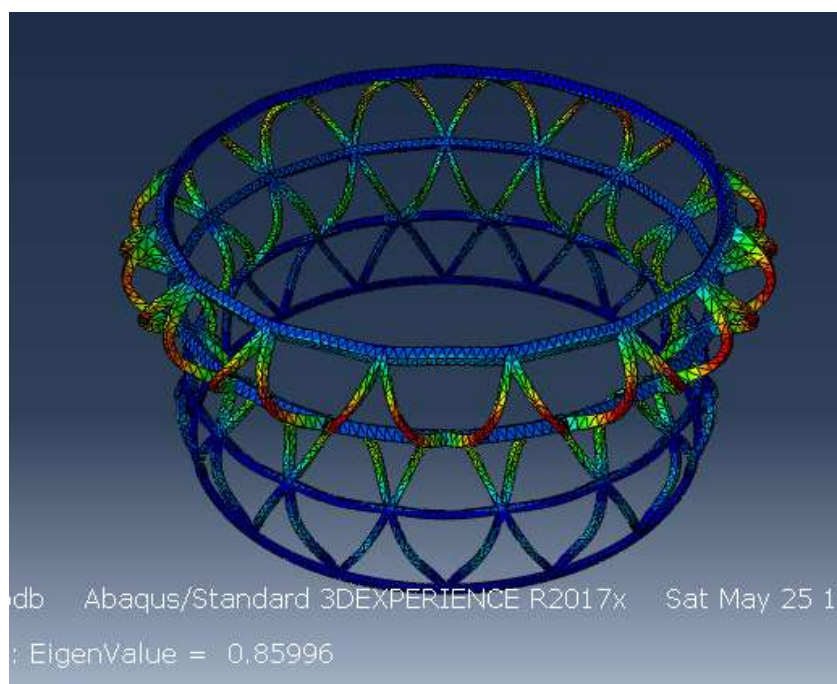


Fig 8.4 Pandeo en diseño 5 sin piel

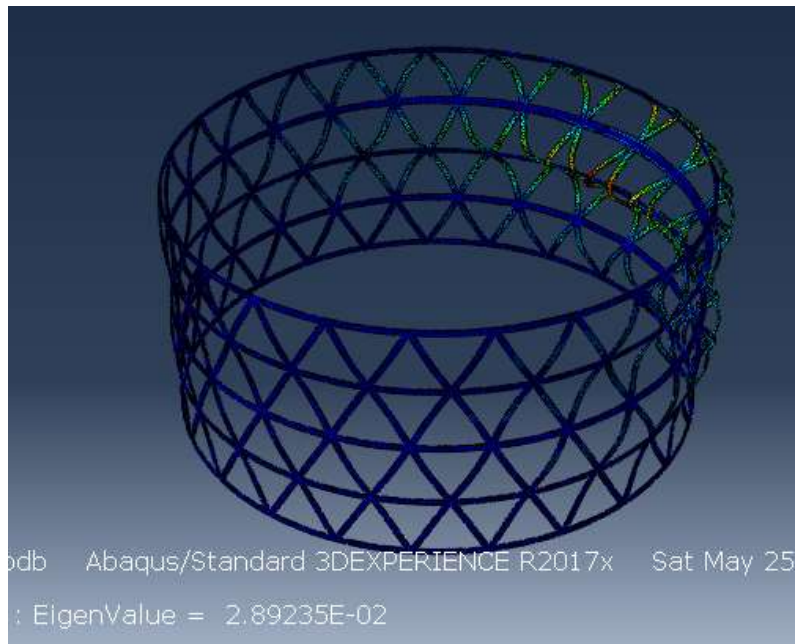


Fig 8.5 Pandeo en diseño 6 sin piel

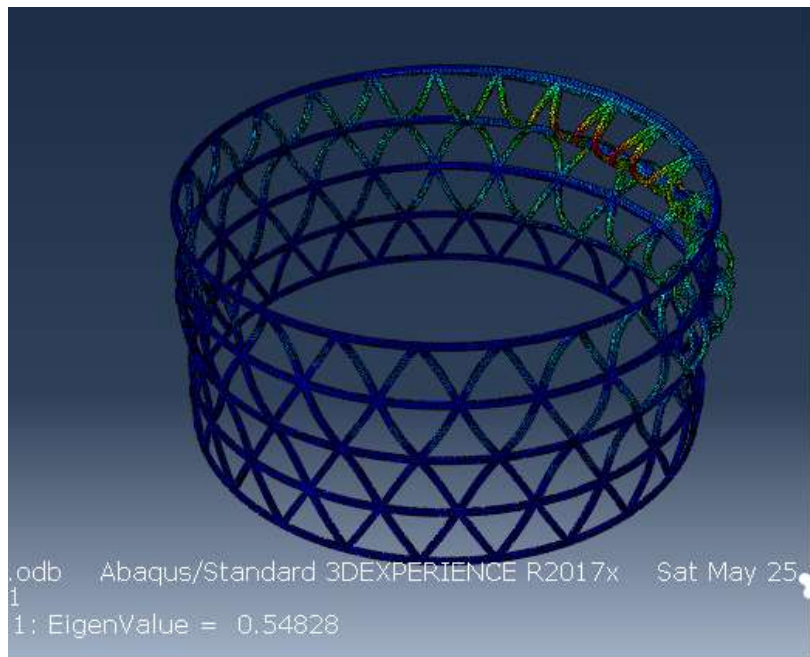


Fig 8.6 Pandeo en diseño 7 sin piel

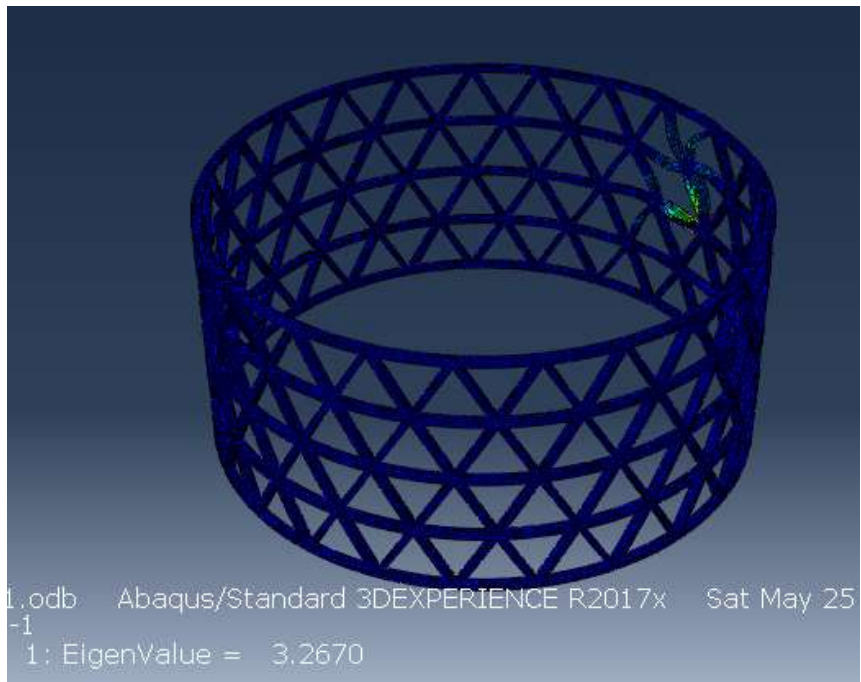


Fig 8.7 Pandeo en diseño 8 sin piel

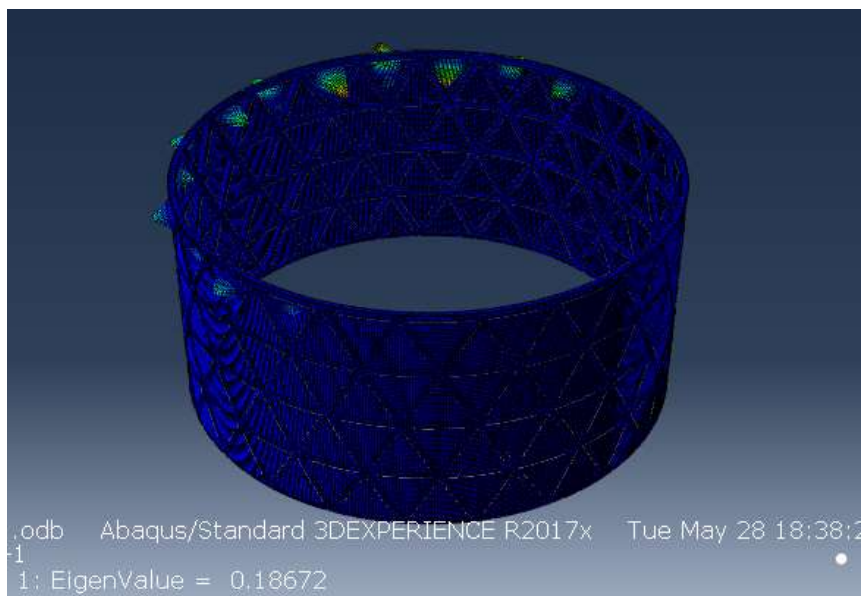


Fig 8.8 Pandeo en diseño 1 con piel

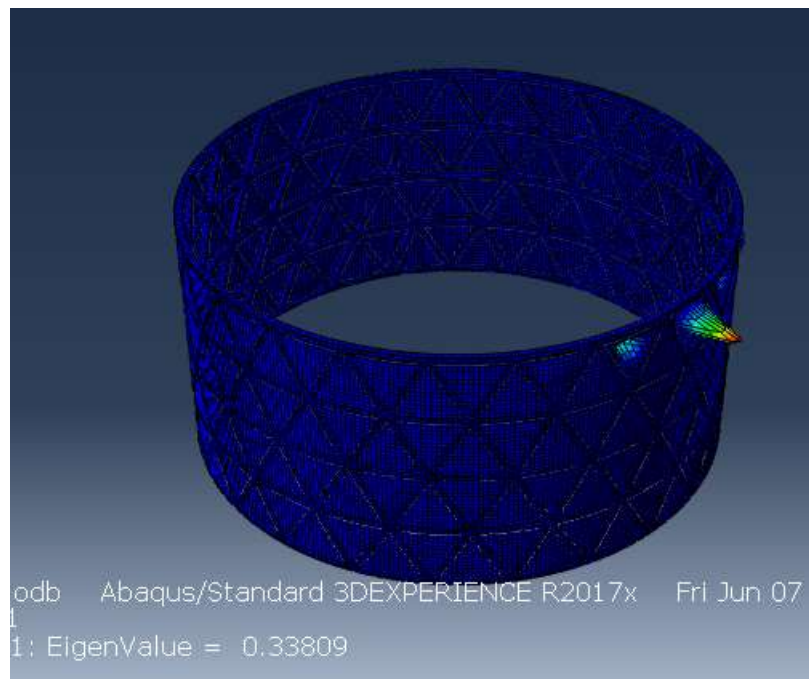


Fig 8.9 Pandeo en diseño 2 con piel

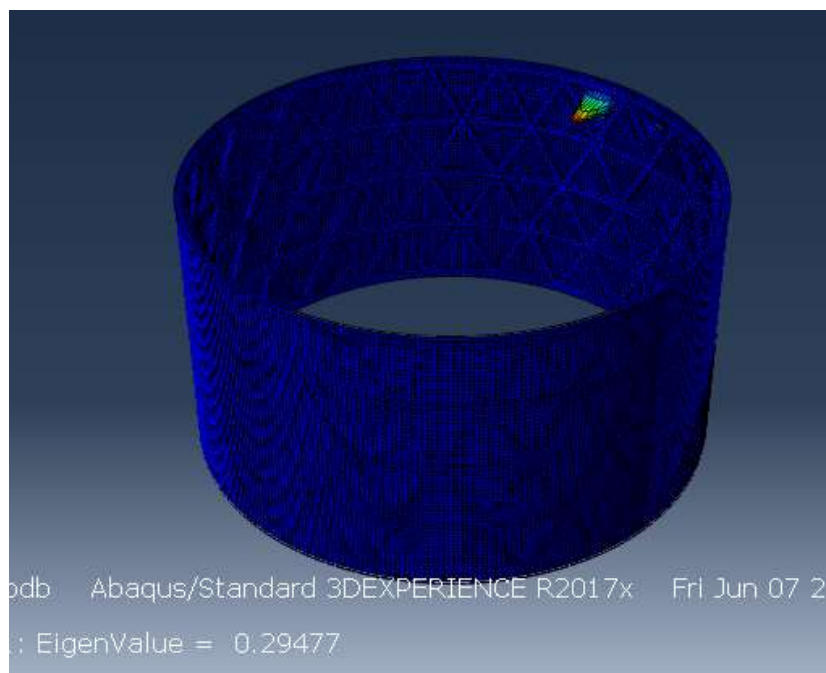


Fig 8.10 Pandeo en el diseño 3 con piel

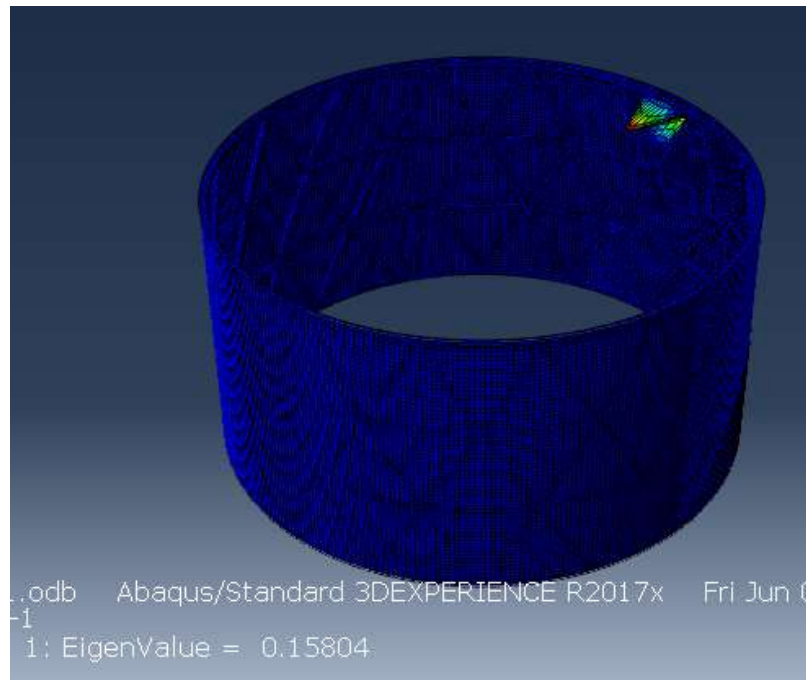


Fig 8.11 Pandeo en diseño 5 con piel

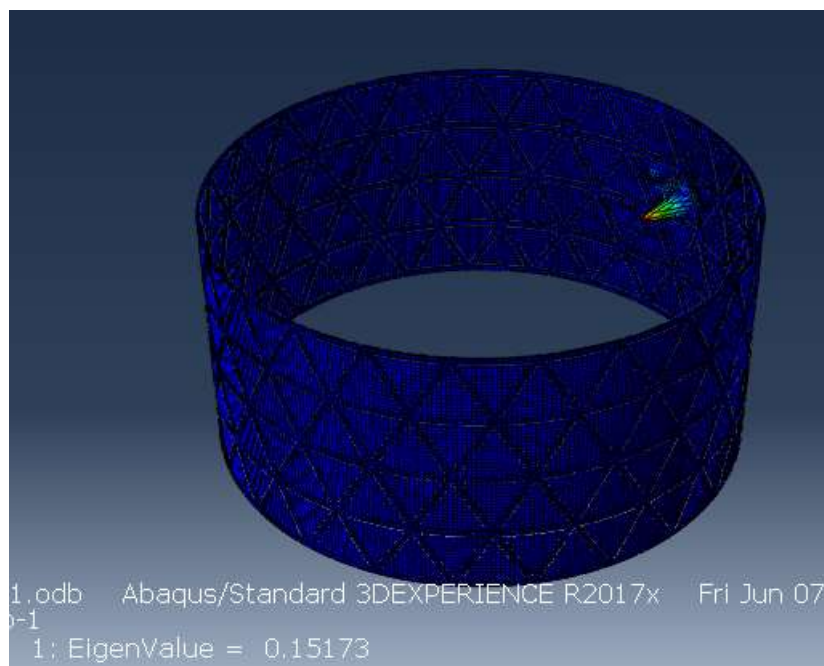


Fig 8.12 Pandeo en diseño 6 con piel

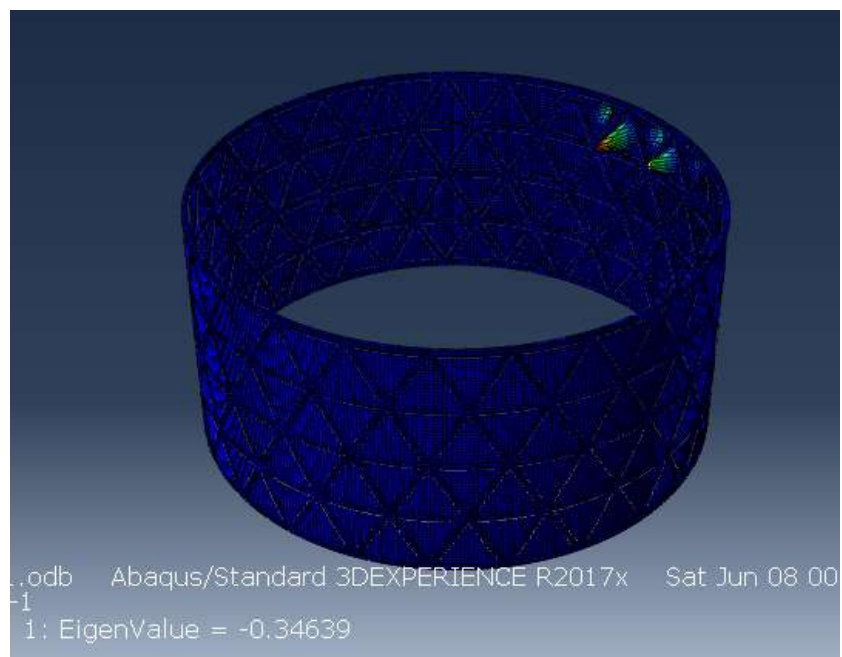


Fig 8.13 Pandeo en diseño 7 con piel

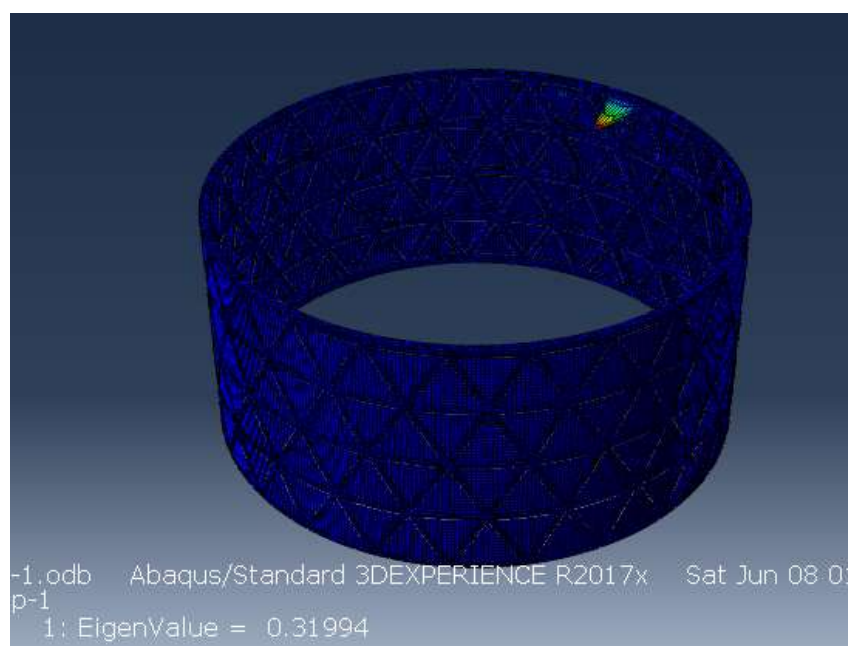


Fig 8.14 Pandeo en diseño 8 con piel

Anexo B. Tensiones críticas en los modelos

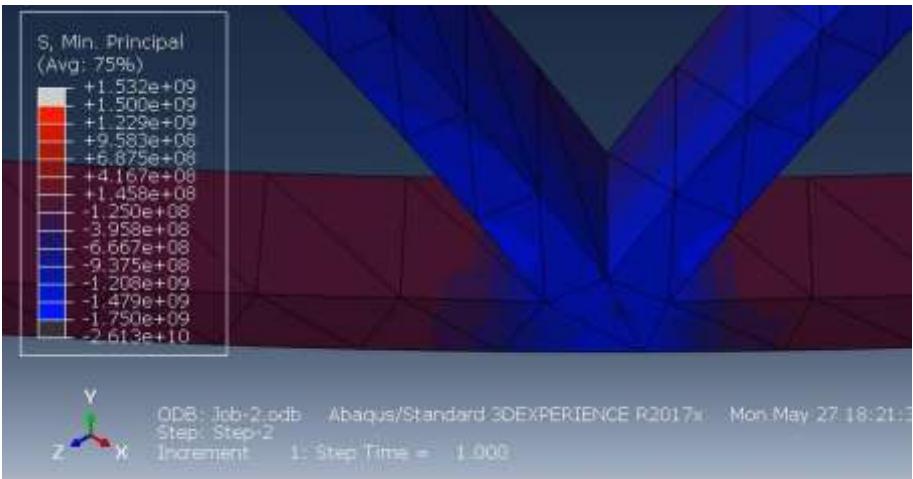


Fig 8.15 Compresión en modelo 1

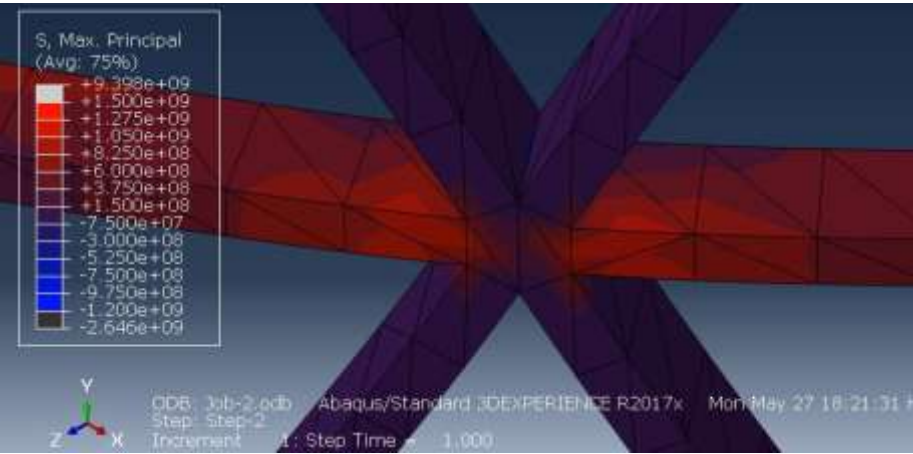


Fig 8.16 Tracción en modelo 1

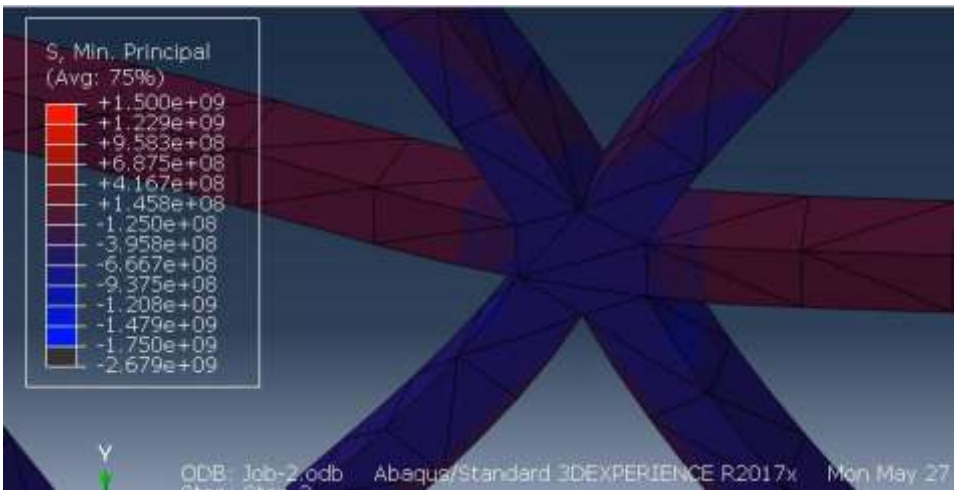


Fig 8.17 Compresión en modelo 2

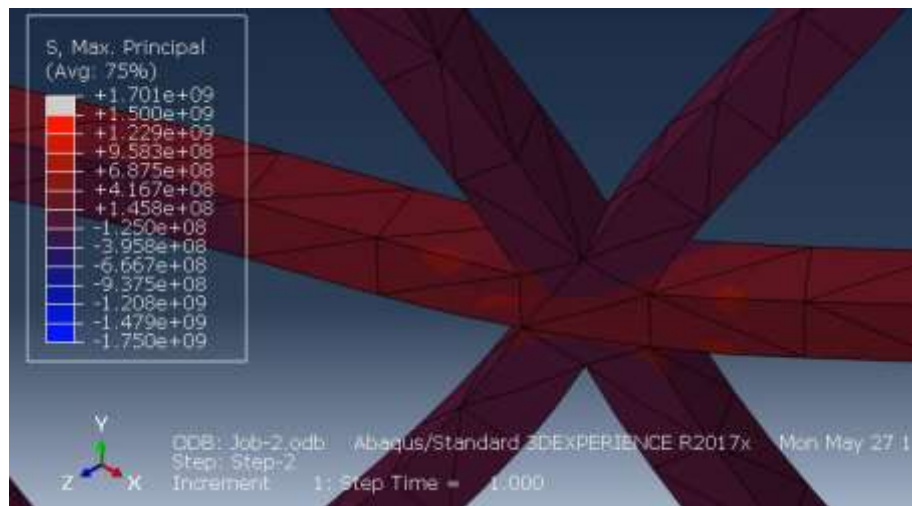


Fig 8.18 Tracción en modelo 2

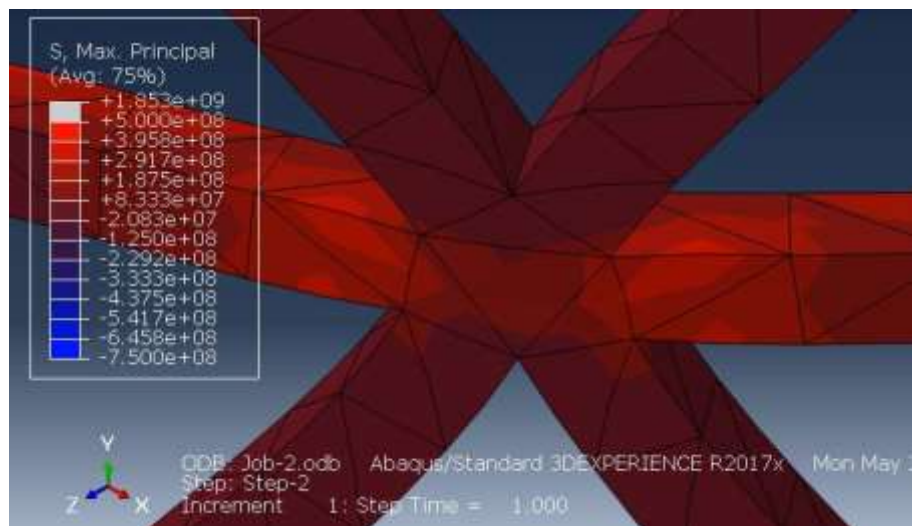


Fig 8.19 Tracción en modelo 3

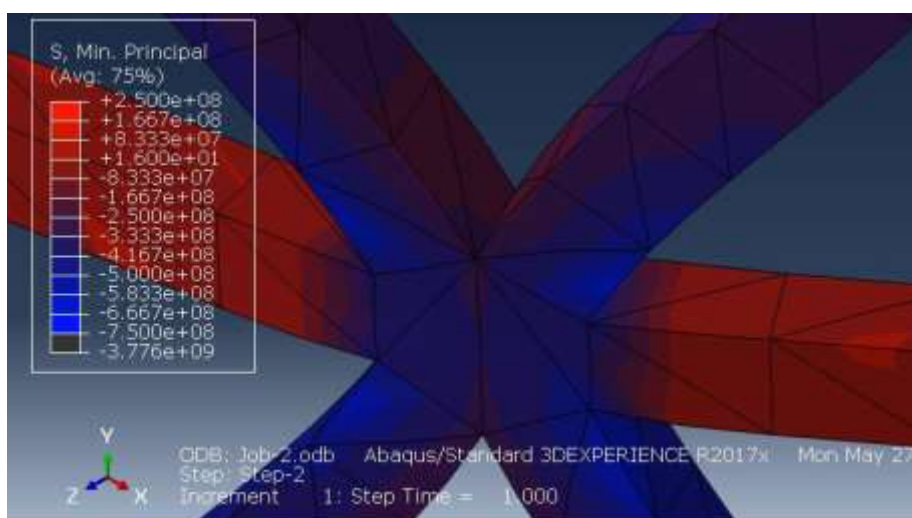


Fig 8.20 Compresión en modelo 3

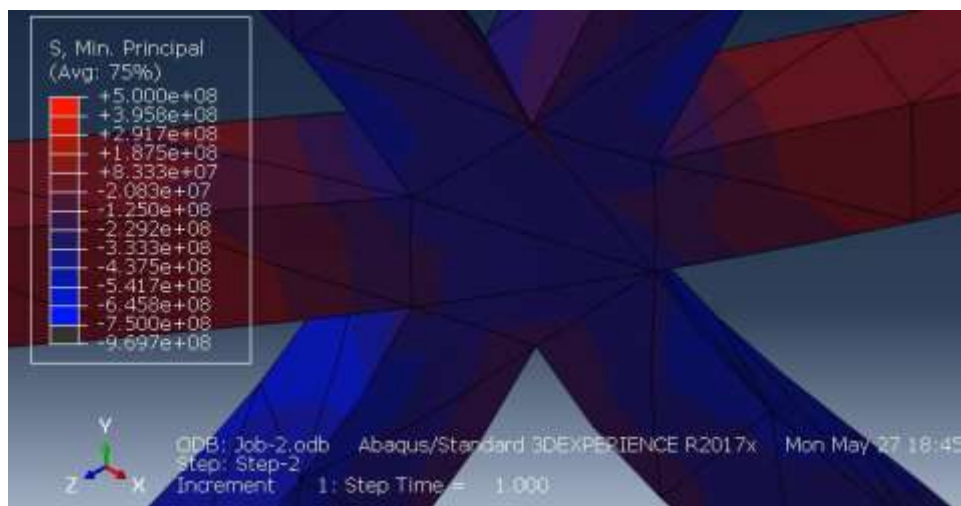


Fig 8.21 Compresión en modelo 4

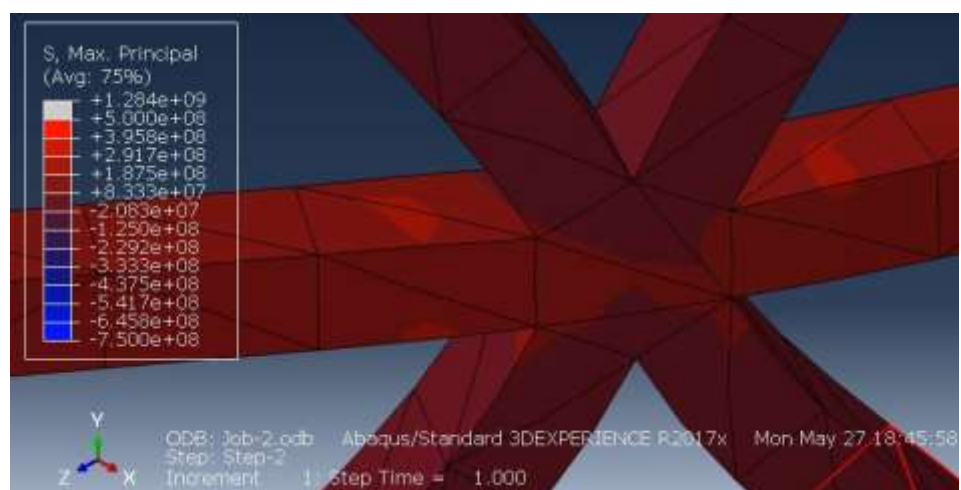


Fig 8.22 Tracción en modelo 4

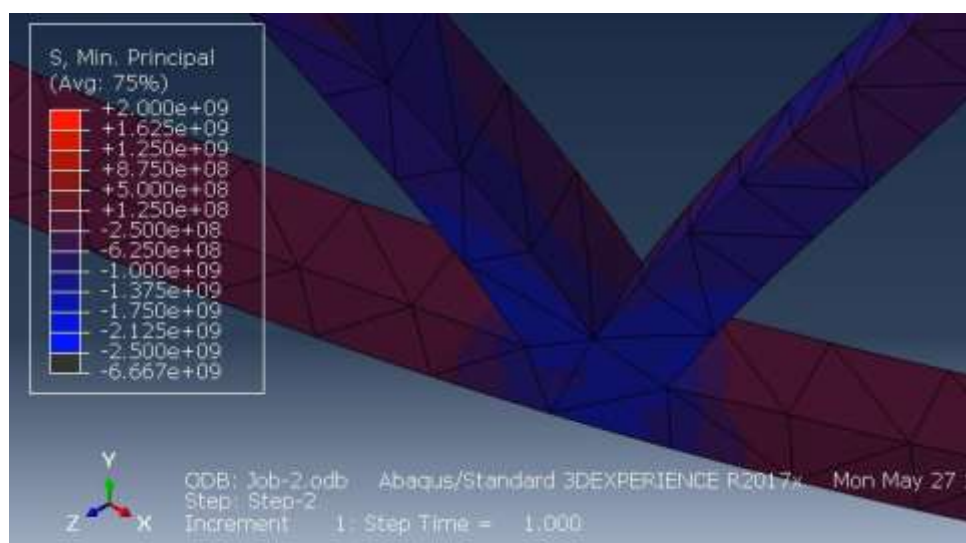


Fig 8.23 Compresión en modelo 5

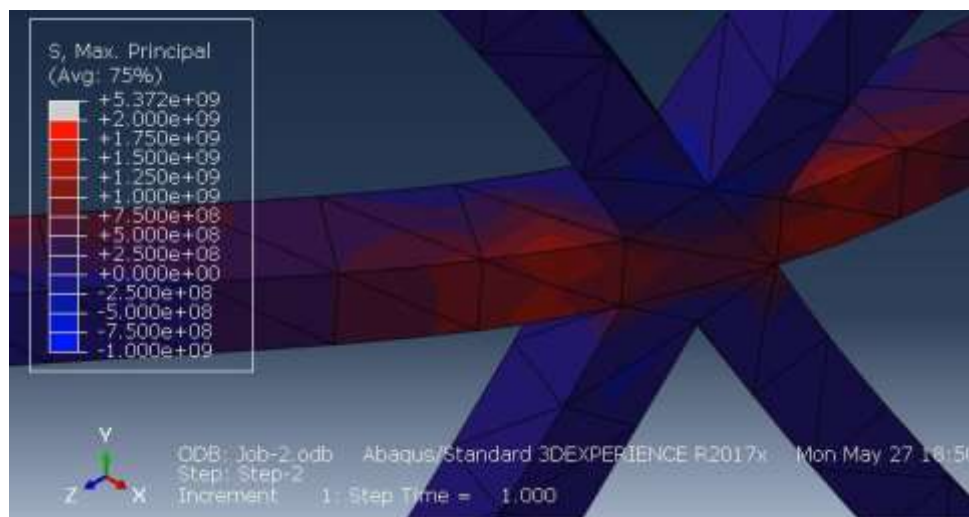


Fig 8.24 Tracción en modelo 5

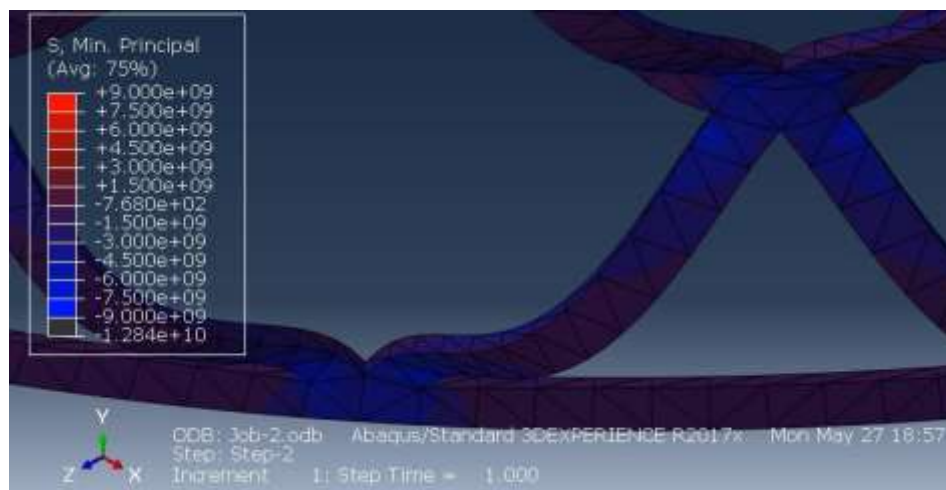


Fig 8.25 Compresión en modelo 6

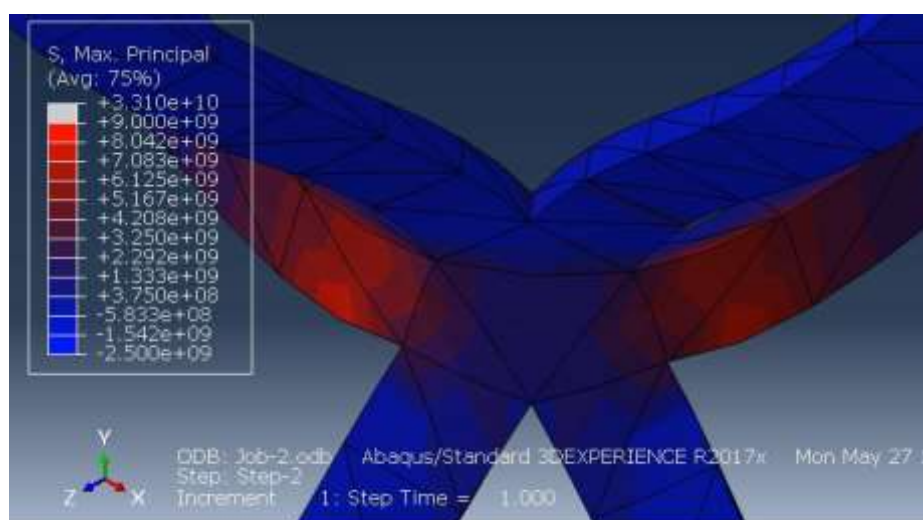


Fig 8.26 Tracción en modelo 6

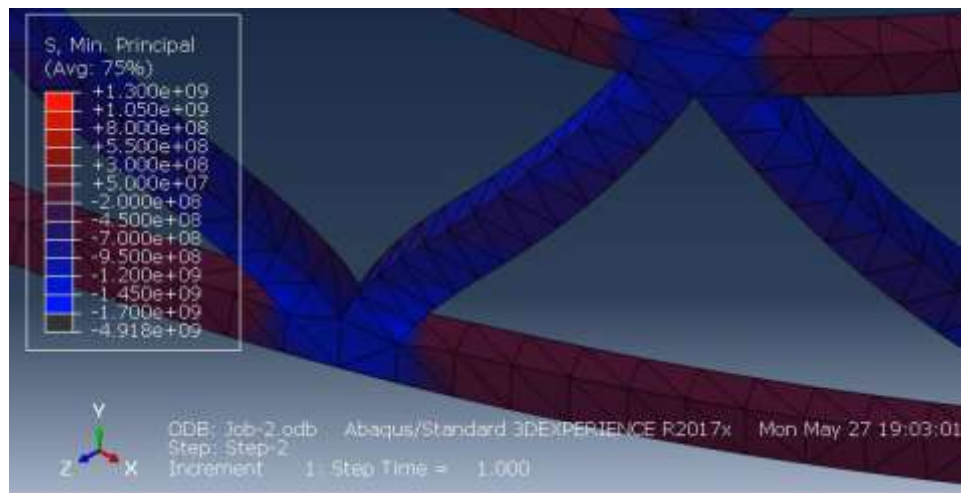


Fig 8.27 Compresión en modelo 7

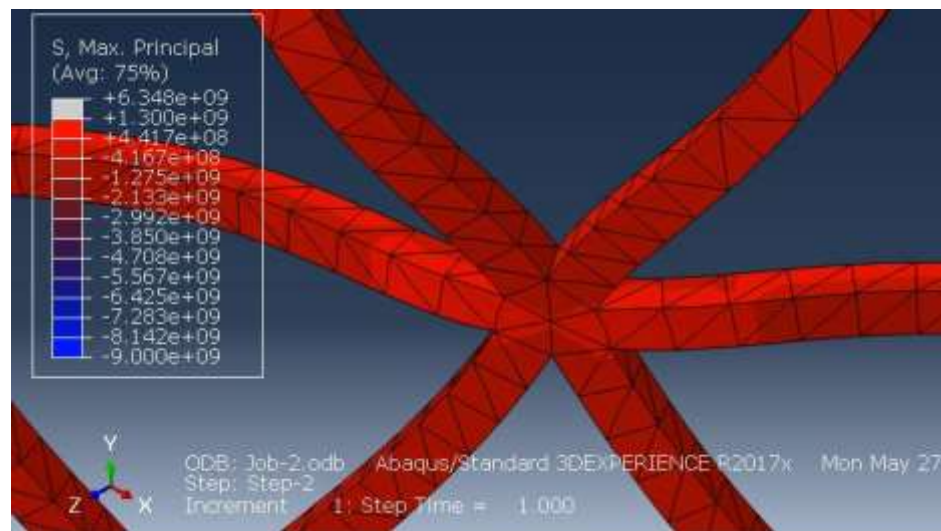


Fig 8.28 Tracción en modelo 7

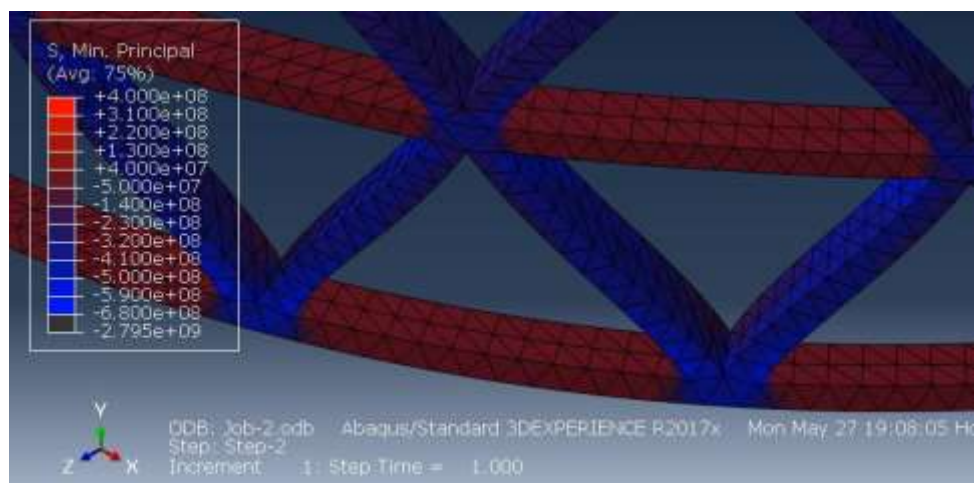


Fig 8.29 Compresión en modelo 8

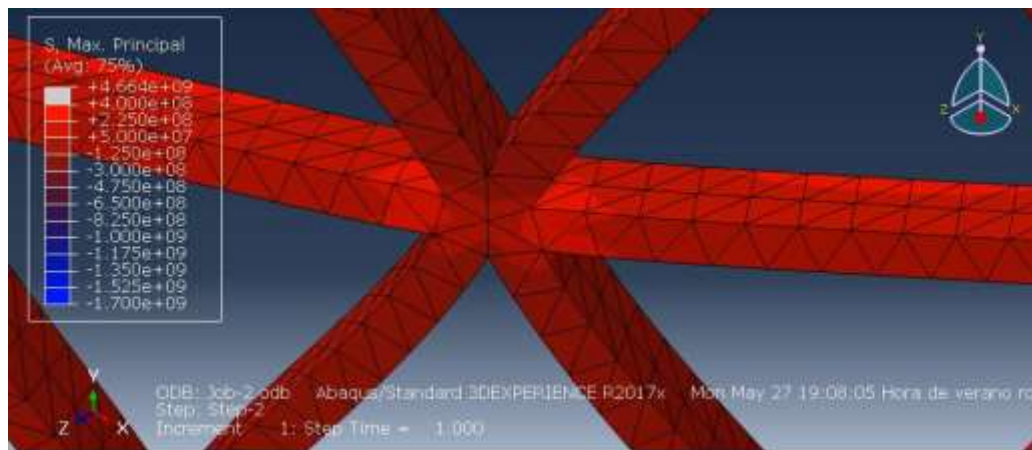


Fig 8.30 Tracción en modelo 8

Anexo C. Autovalores dependiendo del espesor de la piel

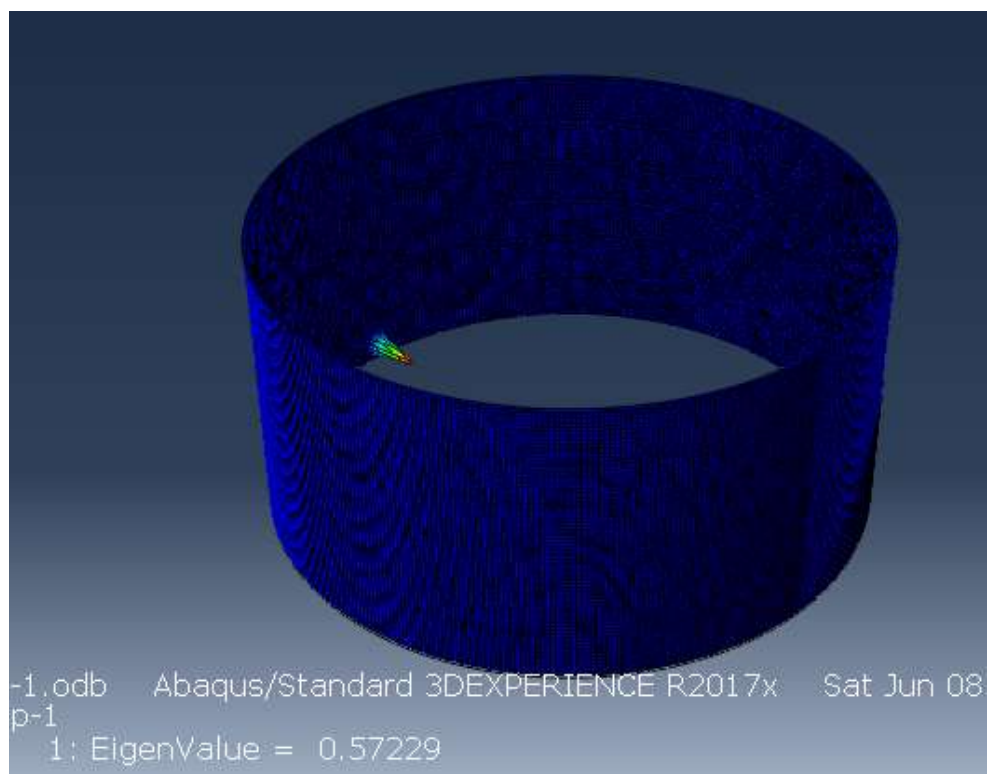


Fig 8.31 Pandeo es optimizada y piel de 1.6mm

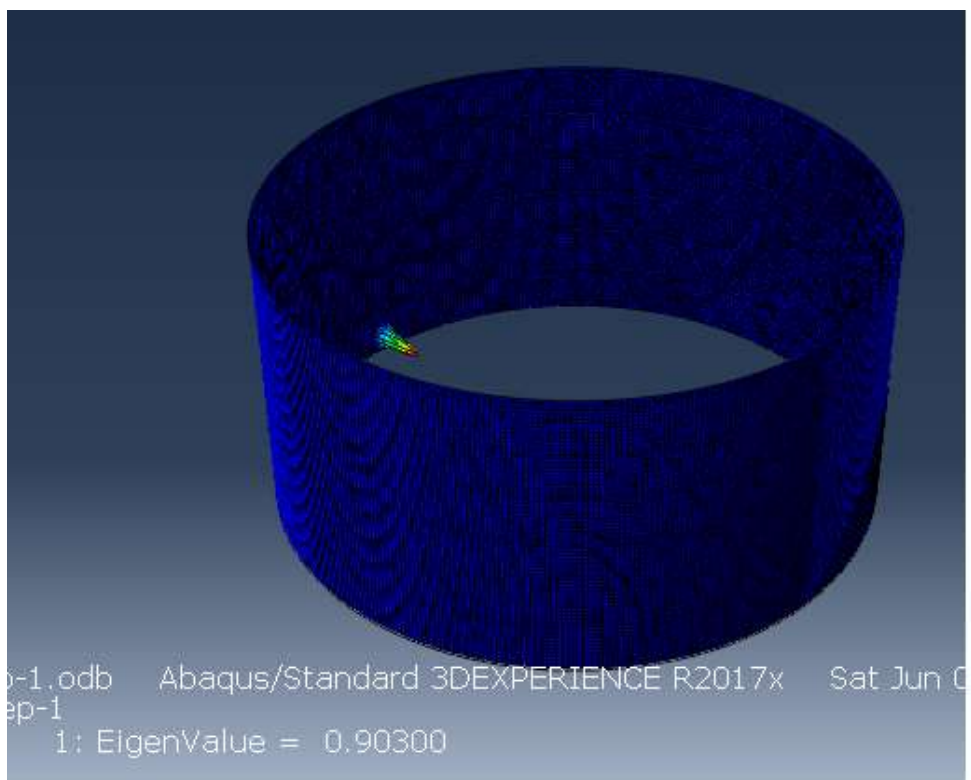


Fig 8.32 Pandeo en optimizada y piel de 2mm

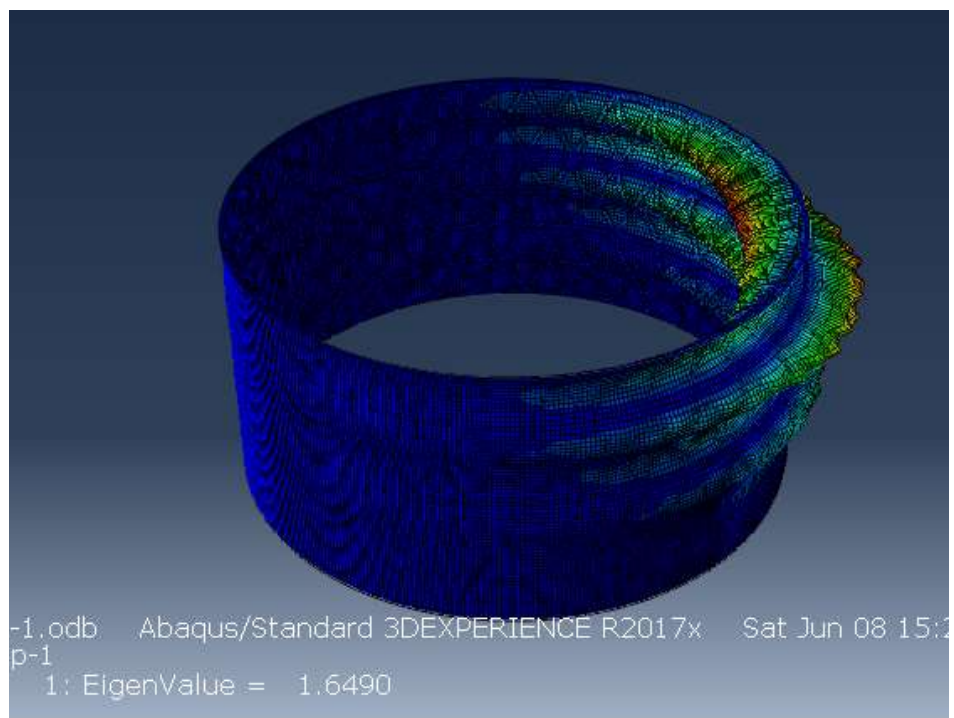


Fig 8.33 Pandeo en optimizada y piel de 3.2mm

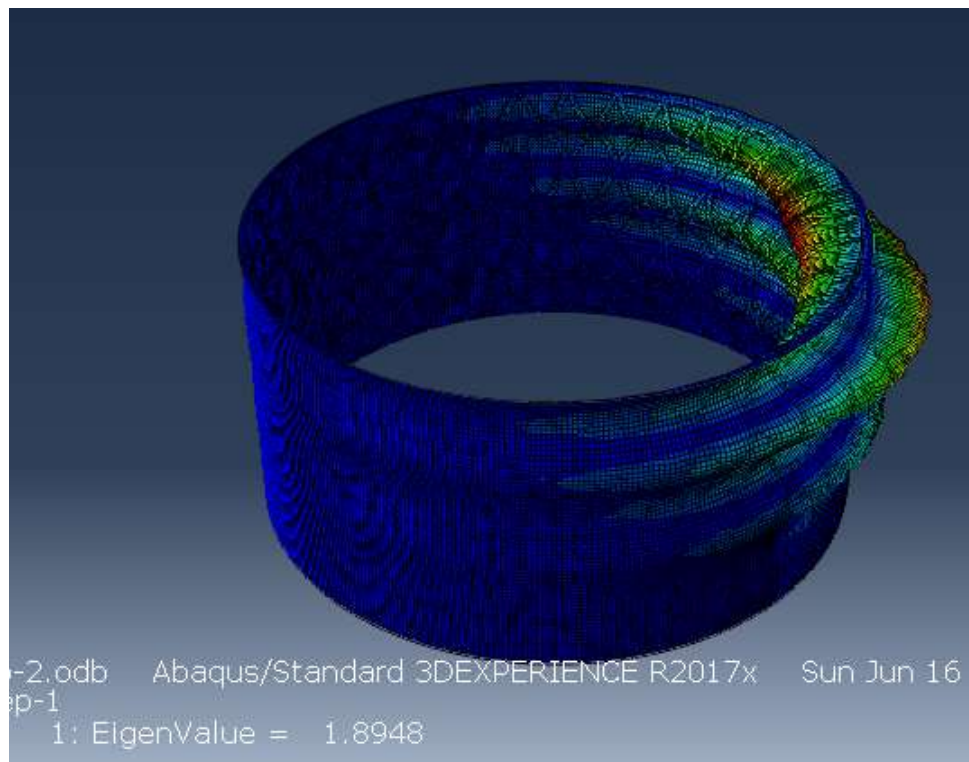


Fig 8.34 Pandeo en optimizada y piel de 4mm

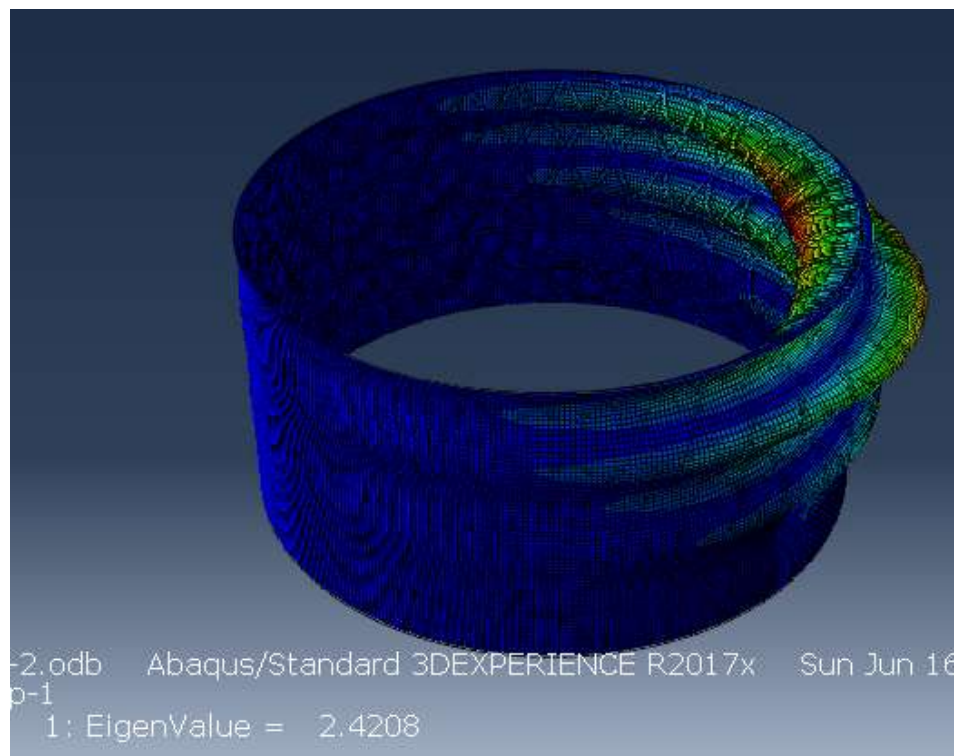


Fig 8.35 Pandeo en optimizada y piel de 5.6mm

